

IB 131-2015/20

**Entwicklung eines reproduzierbaren
Fügeverfahrens zur Herstellung von Prüfkörpern
der Norm AECMA EN6066**

Holzhüter, Dirk
Winter, Dominik



**Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik
Braunschweig**

09 / 2015

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtzgemeinschaft
Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

IB 131-2015/20

**Entwicklung eines reproduzierbaren Fügeverfahrens zur
Herstellung von Prüfkörpern der Norm AECMA EN6066**

Braunschweig, 09/15

Der Bericht umfasst:

65 Seiten

Institutsleiter:
Prof. Dr.-Ing. M. Wiedemann



Verfasser:
Dipl.-Ing. D. Holzhüter



Leiter der Abteilung:
Prof. Dr.-Ing. C. Hühne



Inhaltsverzeichnis

Erklärung	I
Danksagung.....	II
Kurzfassung	III
Inhaltsverzeichnis	IV
Abkürzungen und Symbole	VI
Abbildungsverzeichnis	VIII
Tabellenverzeichnis	XI
1. Einleitung.....	1
1.1 Motivation.....	1
1.2 Ziele der Arbeit.....	2
2. Reparatur von FKV-Strukturen.....	3
2.1 Schadensentstehung an FKV-Werkstoffen	3
2.2 Reparaturverfahren	4
2.3 Bolzenverbindungen.....	7
2.4 Klebeverbindungen	7
2.4.1 Auswahl des geeigneten Klebstoffes.....	9
2.4.2 Versagensmechanismen von Klebeverbindungen.....	10
2.4.3 Einfluss der Klebschichtdicke	11
3. Geschäftete Klebeverbindungen.....	13
3.1 Eigenschaften von Schäftungen	13
3.2 Lastverteilung an Schäftungen	14
3.3 Prüfstandart und Nomenklatur.....	18
4. Konzeptentwicklung	21
4.1 Identifikation der Fertigungs- und Fügeparameter	21
4.2 Schwachstellenanalyse	22
4.3 Aufstellen eines Lösungskatalogs	26
4.4 Entwicklung von Bewertungskriterien	30
5. Experimentelle Untersuchungen.....	31

5.1	Probenherstellung	31
5.1.1	Laminat <i>Hexcel HexPly 8552 AS4</i>	31
5.1.2	Klebstoff <i>Henkel Hysol EA9695 0.50NW</i>	32
5.1.3	Fertigung der Probekörper	32
5.2	Voruntersuchung zur Auswahl der optimalen Passstiftbohrung	37
5.3	Voruntersuchungen zur Klebschichtdicke	39
5.3.1	Ergebnisse zur Untersuchung der Klebschichtdicke	41
5.3.2	Zusammenfassende Bewertung	46
5.4	Teilvalidierung der optimierten Verfahren	47
5.4.1	Probenprogramm	47
5.4.2	Ergebnisse aus Aufbau A1 (Lösung a)	49
5.4.3	Ergebnisse aus Aufbau A3 (Methode 2)	51
5.4.4	Ergebnisse aus Aufbau A2 (Lösung d)	54
5.4.5	Allgemeine Bewertung der optimierten Fertigungsverfahren	59
5.5	Implementierung des ausgewählten Verfahrens.....	61
6.	Zusammenfassung und Ausblick	63
7.	Anhang.....	Fehler! Textmarke nicht definiert.
7.1	Anhang A: Protokolle.....	XIV
7.1.1	Probenprogramme	XIV
7.1.2	Erläuterung der Probennomenklatur.....	XV
7.1.3	Auswertung der Parameterstudie optimaler Passstiftbohrungen	XVI
7.1.4	Härtezyklus des Klebstoffes <i>Hysol EN9695 NW (beispielhaft)</i>	XVII
7.1.5	Autoklavzyklus zur Aushärtung des Prepregs <i>Hexcel HexPly 8552 AS4</i>	XVII
7.2	Anhang B: Datenblätter	XVIII
7.2.1	Laminat <i>Hexcel HexPly 8552</i>	XVIII
7.2.2	Filmklebstoff <i>Henkel Hysol EA9695 0.50NW</i>	XXI
8.	Literaturverzeichnis	XII

Abkürzungen und Symbole

Abkürzungen

AECMA	European Association of Aerospace Industries
AW	Abreißgewebe
CATIA	Computer Aided Three-Dimensional Interactive Application
CAIRE	Composite Adaptable Inspection and Repair
CFK	Kohlenstofffaserverstärker Kunststoff
CNC	Computerized Numerical Control
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EN	European Norm
FKV	Faserkunststoffverbund
FOD	Foreign Object Damage
LF	Lochfolie
OEM	Original Equipment Manufacturer
RT	Raumtemperatur
SRM	Structural Repair Manual
VA	Vakuumaufbau
VS	Vakuumsack

Lateinische Symbole

A_a	Schnittfläche
F	Vorschub
F_x	Kraft in x-Richtung
F_N	Normalkraft
F_T	Tangentialkraft
ΔT	Temperaturänderung
b	Probenbreite
d	Lagendicke
l	Schäftlänge
n	Anzahl der Laminatlagen
s	Standartabweichung
t	Laminatdicke

t_k	Klebschichtdicke
$\overline{t_k}$	Mittlere Klebschichtdicke

Griechische Symbole

α	Schäftwinkel
σ_x	Schnittspannung in x-Richtung
σ_α	Normalspannung
τ_B	Schubfestigkeit
τ_α	Schubspannung in der Klebschicht
τ_{av}	Mittlere Schubspannung

Abbildungsverzeichnis

Abb. 1.1: Anteile von Kohlenstofffaserverstärkten Kunststoffen im zivilen Flugzeugbau [2].....	1
Abb. 2.1: Gängige Methoden der Faserverbundreparatur [5].....	5
Abb. 2.2: Mögliche Fügetechniken im Bereich der geschäfteten Klebeverbindungen [10]	8
Abb. 2.3: Bruchverhalten von Klebeverbindungen [11]	10
Abb. 2.4: Einfluss der Klebschichtdicke auf die Schubfestigkeit einer Fügung [11]	12
Abb. 3.1: Schäftungen mit kreisrunder (links) bzw. elliptischer (rechts) Geometrie	13
Abb. 3.2: Geschäftete Klebeverbindung [11]	15
Abb. 3.3: Schubspannungsverlauf an belasteter/unbelasteter Schäft- und Überlappungsklebung [9].....	15
Abb. 3.4: Prinzipskizze einer Schäftung (a), Kraftzerlegung am schrägen Schnitt durch die Klebeschicht (b) [8].....	16
Abb. 3.5: Testpyramide für FKV-Strukturen [4]	18
Abb. 3.6: Grundlegende Geometrie (Maße in mm) einer Normprobe (Typ B) AECMA EN6066 [9].....	19
Abb. 3.7: Beschriftungsschema der Probekörper auf Grundlage der Verfahrensanweisung [13]	19
Abb. 4.1: Eigenschaften idealer Reparaturen [1]	21
Abb. 4.2: Probenhälfte geschäftet (1:20) mit verstifteten Aluminiumanschlügen	23
Abb. 4.3: Fertigungsaufbau einer Normprobe durch Verstiften der Fügepartner	23
Abb. 4.4: Übersicht möglicher, optimierter Fertigungsverfahren für Prüfkörper der Norm AECMA EN6066.....	26
Abb. 5.1: Schematische Aufbau der Prepreg-Fertigung einer CFK-Platte (Draufsicht, unten und Seitenansicht, oben).....	33
Abb. 5.2: Fräsen der Schäftungen (links) und Zuschnitt der Proben mit einer Diamantsäge (rechts)	34
Abb. 5.3: Herstellung verstifteter Schäftproben bei Variation der Fertigungsverfahren (links Vakuumsack, rechts Vakuumaufbau). Die Proben werden, entsprechend dem Versuchsaufbau in Abreißgewebe oder Trennfolie gepackt.	35
Abb. 5.4: Herstellung von Probekörper unterschiedlicher Schichtdicken zur Verifizierung der Lösung (d). Als Grundplatte wird eine CFK-Platte mit gefrästen Anschlügen verwendet.	36
Abb. 5.5: CFK-Platte zur Untersuchung von Vorschub und Drehzahl auf die Passgenauigkeit der Passstifte. Variiert wird zwischen Spiralbohrer (gelb) und Zirkularfräser (rot) unterschiedlicher Durchmesser	37
Abb. 5.6: Verlauf der Bohrungstoleranzen in Abhängigkeit der Drehzahl. Unterschieden wird zwischen Bohrungen auf ebener Fläche (links) sowie geschäfteten Flächen (rechts).....	38

Abb. 5.7: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-TF-03 (Pos.7)	41
Abb. 5.8: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-TF-15 (links). Erkennbar ist die Aufdickung der Klebeschicht an den Schäftspitzen der Probe. Das Diagramm (rechts) zeigt stark schwankende Schichtdickenverläufe in Abhängigkeit der Messposition.	42
Abb. 5.9: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-Tf-15, Pos.1 mit verkürztem Schäftbereich (links)	42
Abb. 5.10: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-AW-14, Pos.7 (links) und Probe CAIRE-LF-13, Pos.7 (rechts).....	43
Abb. 5.11: Schichtdickenverteilung an der Probe CAIRE-AW-03.....	44
Abb. 5.12: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-TF-09. Dargestellt sind die Klebstoffansammlung (roter Kreis) an den Austrittskanten (Position 1 (linkes Bild) und Position 3 (rechtes Bild)) ...	45
Abb. 5.13: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-PP-10 sowie Schichtdickenverlauf in Abhängigkeit der Messposition.....	46
Abb. 5.14: Schematische Darstellung der Probekörper zur Validierung eines optimierten Herstellungsverfahrens für Normproben AECMA EN6066.....	47
Abb. 5.15: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A1-02 (links), Pos.1 und CAIRE-A1-03 (rechts), Pos.1. Deutlich sind die Unterschiede der Kantenausläufe, verursacht durch Anliegen von Abreißgewebe (links) und Trennfolie (rechts) zu erkennen.....	49
Abb. 5.16: Schematische Darstellung der Fertigungsabweichungen bzgl. fehlerhafter Schichtdicken	49
Abb. 5.17: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A1-02, Pos.6 (links) und CAIRE-A1-04, Pos.6 (rechts). Bei gleich eingestellten Schichtdicken der Proben von 125 µm, tritt bei Abreißgewebe (linkes Bild) deutlich mehr Klebstoff aus.	51
Abb. 5.18: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A3-11 (links) und CAIRE-A3-13 (rechts). Deutlich sind die Klebstoffansammlungen an der jeweils gemessenen Position 1 der Proben zu erkennen.	52
Abb. 5.19: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A3-14, Pos. 1.....	52
Abb. 5.20: Schichtdickenverteilung an der Probe CAIRE-A3-11	53
Abb. 5.21: Mikroskopiebild der Proben CAIRE-A3-11 (links) mit AW und CAIRE-A3-13 (rechts) mit TF umwickelt. Dargestellt sind Differenzen hinsichtlich der eingestellten Klebschichtdicken im oberen Schäftauslauf.....	53
Abb. 5.22: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A2-06, Pos. 5 und 6. Schematische Darstellung des Zusammenhangs zwischen einseitiger Druckbelastung, horizontales Verschieben der Probeflächen sowie Aufstellen der oberen Schäftspitze	55
Abb. 5.23: Schichtdickenverteilung an der Probe CAIRE-A2-06	55
Abb. 5.24: Schichtdickenverlauf der Probe CAIRE-A2-08.....	56

Abb. 5.25: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A2-07. Dargestellt sind die Aufdickung der Klebschicht im Bereich der unteren Schäftkante sowie Lufteinschlüsse	56
Abb. 5.26: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A2-09. Dargestellt ist die an Pos.2 gemessene Aufdickung der Klebschicht. Lufteinschlüsse konnten bei dieser Probe nicht verifiziert werden	57
Abb. 5.27: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A2-10. Deutlich sind die Lufteinschlüsse im Bereich der unteren Schäftspitze zu sehen	57
Abb. 5.28: Aufbau A2 (Anschläge mit Frästaschen) nach erfolgtem Aushärtezyklus. Dargestellt sind Proben CAIRE-A2-09 und CAIRE-A2-10 mit markierten Bereichen verstärktem Klebstoffaustritts.....	58
Abb. 5.29: Frässpuren an Proben mit starkem Lagenversatz (links) sowie geringerem Lagenversatz (rechts). Deutlich ist Abweichung der Lagen an Fügepartnern von Probe CAIRE-VS-TF-04 zu erkennen (roter Pfeil).....	60
Abb. 6.1: Schematische Darstellung des erweiterten Vakuumaufbaus zu Lösung a	64
Abb. 6.2: Frästool zur horizontalen Fertigung der Schäftgeometrie. Dargestellt ist ein schiefe Ebene mit dem gewünschten Schäftverhältnis von 1:20.....	65
Abb. 6.3: Fertigungsverfahren an verstifteten Probekörpern mit zusätzlichem Fühlerlehrenblech.....	65

Tabellenverzeichnis

Tabelle 2.1: Schadensbilder an FKV und deren mögliche Reparaturverfahren [7]	6
Tabelle 4.1: Entstehung von Fertigungsabweichungen und deren mögliche Abhilfemaßnahmen	24
Tabelle 4.2: Darstellung optimierter Fertigungsverfahren und deren negative Aspekte.....	27
Tabelle 4.3: Bewertungsmatrix potentiell geeigneter Fertigungsverfahren	30
Tabelle 5.1: Geometrie und Messpunkte (rot) der Probekörper zur Untersuchung der Einflüsse von Fertigungsaufbau und Geometrie auf die Klebschichtdicke.....	39
Tabelle 5.2: Übersicht der zur Untersuchung der Klebschichtdicke verwendeten Werte.....	40
Tabelle 5.3: Übersicht der ermittelten Werte zur Auswahl optimierter Fertigungsverfahren ..	48
Tabelle 5.4: Abmessungen und Parameter zur Herstellung von Frästaschen für Aufbau A2	54

1. Einleitung

1.1 Motivation

Am 14. Juni 2013 hob erstmals ein Airbus A350 XWB zu seinem Jungfernflug ab. Dies legte nicht nur einen Meilenstein in der Entwicklung ziviler Luftfahrzeuge, sondern auch den Beweis für den stetig wachsenden Einsatzbereich von Verbundwerkstoffen. Wie bereits in der Produktion von Drehflüglern üblich ist, können nun auch primäre Komponenten eines Passagierflugzeugs zum Großteil aus diesen Hochtechnologie Werkstoffen bestehen. Bereits mit der Einführung des Airbus A380 sowie der Boeing 787 Dreamliners konnten erstmalig auch sicherheitskritische Strukturbauteile wie z.B. Flügel aus Verbundmaterialien hergestellt werden [1].

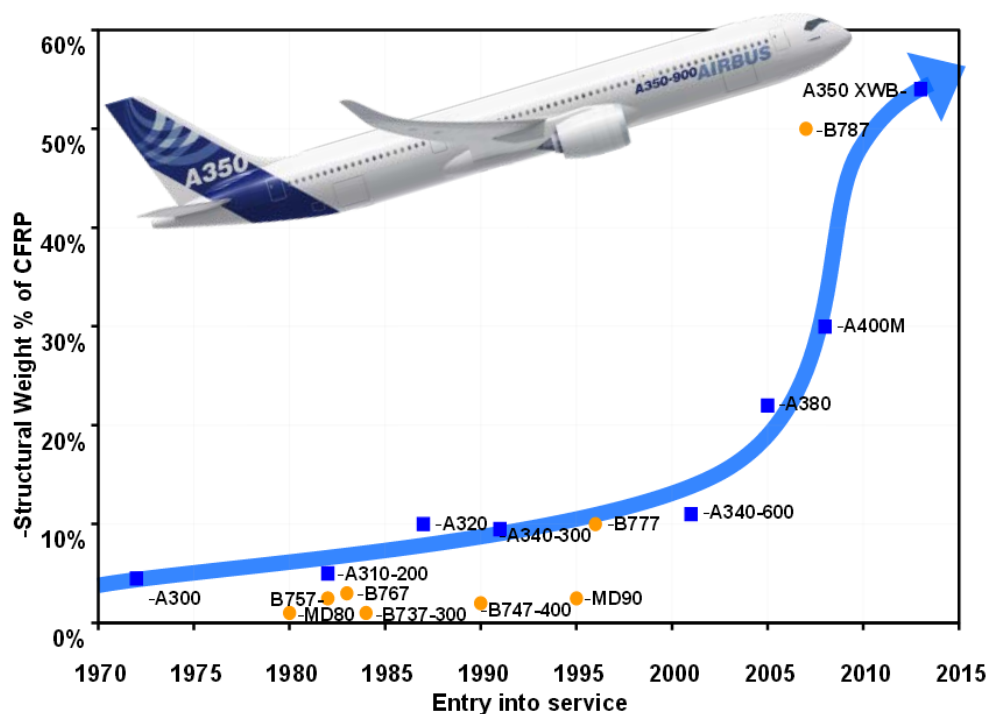


Abb. 1.1: Anteile von Kohlenstoffaserverstärkten Kunststoffen im zivilen Flugzeugbau [2]

Der zunehmende Einsatz (siehe Abb. 1.1) von faserverstärkten Kunststoffen bringt jedoch hohe Anforderungen an Wartung und die Reparatur von Flugzeugkomponenten mit sich. Laut eines Berichtes der Lufthansa Technik AG, konnten bei über 243 Flugzeugen pro Kalenderjahr Strukturschäden an unterschiedlichsten Stellen von Luftfahrzeugen entdeckt werden. Ein Großteil bezieht sich dabei auf mechanische Einflüsse, welche z.B. durch Kollision von Vorfeldfahrzeugen, Fluggastbrücken oder auch Beschädigungen durch herabfallendes Werkzeug verursacht werden. Da nunmehr ganze Sektionen wie Flügelschalen oder auch Rumpfsegmente aus Verbundwerkstoffen gefertigt werden, wird auch die Wahrscheinlichkeit von Beschädigungen an Großkomponenten steigen. Oftmals wurden in der Vergangenheit Bauteile direkt ausgetauscht oder durch aufwendige Patch-Reparaturen instantgesetzt. Hierbei setzt

man auf klassische Nietverbindungen, d.h. ein sog. Doppler, eine zusätzliche Strukturplatte aus Metall oder Faserverbundwerkstoffen, welche mit Hilfe von Schrauben oder Niet über die beschädigte Stelle positioniert wird [3]. Dieses Verfahren eignet sich für metallische Komponenten als auch im Faserverbundleichtbau und ermöglicht annähernd gleiche mechanische Eigenschaften, wie die der unbeschädigten Struktur. Nachteilig zeigt sich jedoch besonders die Gewichtszunahme durch die Verwendung von Dopplern sowie das Einbringen der Nietlöcher, welche im Vergleich zur unbeschädigten Struktur eine dreimal höhere Wahrscheinlichkeit für Ermüdungsrisse besitzen [4]. Im Gegensatz zu Metallen bieten Verbundwerkstoffe zusätzliches Potential zur wirtschaftlichen Reparatur, z.B. die Erhaltung der ursprünglichen Strömungskonformität von Rumpfstrukturen. Hierbei gelten besonders geschäftete Klebeverbindungen als geeignet.

Ähnlich eines dentalen Eingriffes in der Zahnmedizin, werden hierfür die Lackschichten um die Schadenstelle herum abgeschliffen und folglich automatisiert oder manuell jede einzelne Laminatschicht abgetragen. Die somit erzeugte trichterförmige Kontur kann mit vorgefertigter Reparaturflicken oder einzelnen Schichten im Nass- bzw. Trockenlegeverfahren aufgefüllt werden. Im Gegensatz zur Patch-Reparatur können die aerodynamischen Eigenschaften der Struktur vollständig rekonstruiert sowie eine sehr hohe Festigkeit ohne Langzeitermüdung erreicht werden [4]. Zulassungstechnisch sind Strukturklebungen als kritisch anzusehen, da die Fertigungsgüte der Reparaturstelle von Material-, bzw. Umgebungsbedingungen stark abhängig ist. Aus diesem Grund steht die Qualitätsprüfung und Prozesssicherheit an erster Stelle. Um eine reproduzierbare Festigkeit zu erlangen werden mit Hilfe von geschäfteten Zugproben (Coupon-Proben) der Norm *AECMA EN6066* Festigkeitsanalysen durchgeführt. Die Herstellung dieser Prüflinge unterliegt analog zur realen Reparatur strengen Qualitätsanforderungen, um eine der Realität vergleichbare Testumgebung zu schaffen. Insbesondere die Ausrichtung der Fügepartner zueinander stellt eine große Herausforderung an die Prüfkörperherstellung dar.

1.2 Ziele der Arbeit

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung eines reproduzierbaren Fügeverfahrens zur Herstellung von Prüfkörpern der Norm *AECMA EN6066*, welche für Untersuchungen der Festigkeit von geschäfteten, geklebten Reparaturverbindungen eingesetzt werden. Ein besonderes Augenmerk liegt dabei auf der Identifikation der Fertigungs- und Fügeparameter, welche zu Abweichung in der Prüfkörperherstellung führen. Anhand einer Schwachstellenanalyse werden diese Parameter ermittelt, bewertet und durch mögliche Gegenmaßnahmen untersucht. In der anschließenden Konzeptphase werden verschiedene Lösungsmöglichkeiten zur Vermeidung von Fertigungsabweichungen herausgearbeitet und in experimentellen Versuchen validiert.

2. Reparatur von FKV-Strukturen

Wie bereits einleitend erläutert, werden zukünftige Strukturbauteile und Komponenten insbesondere in der Luftfahrtindustrie aus Verbundwerkstoffen bestehen, wodurch die Wahrscheinlichkeit eines Schadens zunimmt. In folgendem Kapitel werden die möglichen Schadensursachen sowie momentan angewandte Reparaturverfahren dargestellt.

2.1 Schadensentstehung an FKV-Werkstoffen

Verbundwerkstoffe sind im Vergleich zu Metallen wie z.B. Aluminium weniger anfällig gegenüber Korrosion, Ermüdung sowie daraus folgende Rissentstehung [4]. Diese Eigenschaften beziehen sich jedoch hauptsächlich auf die strukturellen Belastungen im Laufe eines Einsatzlebens eines jeden Bauteiles. Durch Simulationen und Berechnungen während der Entwicklungsphase dieser Komponenten kann die Auswirkung einer betriebsbedingten Belastung vorhergesagt werden. Im Gegensatz zu metallischen Strukturen können besonders ein unsachgemäßer Umgang sowie höhere Gewalt zu Schäden an Faserkunststoffverbund-Strukturen (FKV-Strukturen) führen welche mit einfachen Methoden nur schwer zu detektieren sind [3]. Hierzu zählen insbesondere Impactschäden, welche durch Zerstörung der Faser-Matrix-Verbundes (Delamination) signifikante Strukturschäden verursachen. Besonders kritisch sind Schäden bei denen die eingebrachte Energie zu gering ist um sichtbare Schäden an der Bauteilstruktur zu generieren, wodurch rein visuellen Inspektionsverfahren ungenaue Ergebnisse liefern [5]. Folgende Auflistung zeigt einen Auszug möglicher Schadensursachen [6]:

- Einschläge (Impact) von natürlichen Objekte (Foreign Object Damage - FOD) wie z.B. Vögel, Hagel, aufgewirbelte Steine, usw.
- Überhitzung durch Blitzeinschläge oder Heißgase
- Beschädigungen in der Wartung z.B. durch herunterfallendes Werkzeug
- Kollisionen mit Service-Fahrzeugen oder Wartungsbühnen
- Erosion durch Sand, Vulkanasche sowie Eiskristalle

Zusammengefasst ergeben sich unterschiedlichste Einflussfaktoren in Bezug auf die Schadensgröße, Reparaturumfang sowie die anzuwenden Reparaturverfahren. Wird im Rahmen einer Routineuntersuchung ein Strukturschaden entdeckt erfolgt eine systematische Einteilung in vernachlässigbare Schäden, reparable Schäden und der Austausch der betroffenen Komponenten. In sichtbaren Bereichen kommen vermehrt kosmetische Reparaturen zum Einsatz, z.B. Anschleifen der Oberfläche bzw. Anbringen von Reparaturpflastern [6] sog. „Speed Tape“. Bei allen Verfahren stellt sich jedoch die Kernfrage nach dem Ort der Beschädigung, welcher je nach Komponente wiederum in drei Kategorien eingeteilt wird [4]:

- Sicherheitskritische Strukturen

- Sekundäre Strukturen (Beschädigung dieser Teile bedeutet kein totalen Verlust der Funktion)
- Tertiäre Strukturen (Beschädigungen für nur teilweise zu Betrieblichen Einschränkungen in der Funktion)

Die Klassifizierung und somit die Vorgabe der notwendigen Reparaturverfahren erfolgt ausschließlich durch den originalteile Hersteller (OEM). Dieser erstellt bereits während der Komponentenentwicklung das „Structural repair manual (SRM)“, welches sämtliche Anweisungen über Art der betroffenen Struktur, anzuwendender Reparaturverfahren, usw. enthält. Einschränkungen ergeben sich bei Schäden an sicherheitskritischen Strukturen, da hierbei zusätzlich unter Aufsicht des OEM konstruktive Entwürfe vorgelegt werden müssen [4]. Sicherheitskritische Strukturschäden müssen bei Detektion oftmals an Ort und Stelle behoben werden, was besonders im Luftfahrtbereich mit hohen Wartungs- bzw. Instandhaltungskosten verbunden ist. Im Vergleich hierzu können in den sekundären oder tertiären Strukturen durch provisorische Verfahren z.B. Reparaturpflaster angebracht werden, sodass die betriebliche Einsatzfähigkeit des Luftfahrzeugs bis zum nächsten Wartungsintervall gewährt wird [4].

2.2 Reparaturverfahren

Eine Reparatur beschreibt der Definition nach einen Vorgang zur Wiederherstellung der vollständigen Funktionalität einer Schadensstelle in möglichst kurzer Zeit zu niedrigen Kosten [5].

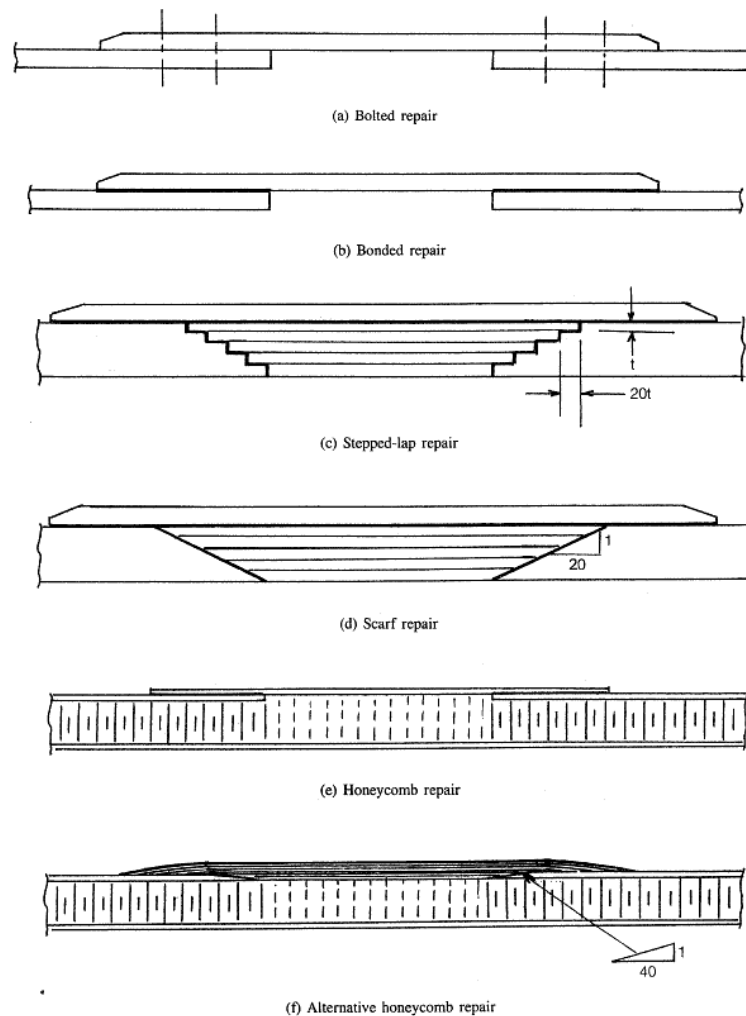


Abb. 2.1: Gängige Methoden der Faserverbundreparatur [5]

Abb. 2.1 stellt die gängigen Reparaturverfahren für Beschädigungen im Composite-Bereich dar. Hierbei wird der fertigungstechnische Unterschied zwischen den in Bild (a) und (b) abgebildeten Bolzen und Pflasterreparatur und den gestuften bzw. geschäfteten Reparaturverfahren verdeutlicht. Im Rahmen dieser Arbeit beschränken sich sämtliche Untersuchungen auf die in Bild (d) dargestellte Schäftreparatur (Scarf Repair). Fertigungstechnische Besonderheiten sowie Vor- und Nachteile werden in Kapitel 3 näher erläutert.

Wie bereits einleitend erwähnt, kommen in der Instandhaltung von FKV-Bauteilen unterschiedliche Reparaturverfahren zur Anwendung. Abhängig vom auftretenden Schadensbild (siehe Tabelle 4.1), sind in der Regel mehrere Reparaturverfahren einsetzbar. Wirtschaftliche Reparaturen sind nur möglich, wenn der momentan notwendige Umfang der Reparatur exakt definiert werden kann. Hierzu dienen folgende Kriterien [7]:

- Reparaturvorgaben des Bauteilherstellers (OEM)
- Örtliche Zugänglichkeit des Schadens (ein- oder beidseitig)
- Fachkenntnisse sowie verfügbare Fertigungsmittel

- Wirtschaftlichkeit
- Zeitliche Einschränkung der Reparatur (z.B. Reparatur im Rahmen der Line-Maintenance)

Wie bereits aus der klassischen Metallkunde bekannt ist, sind Doppler in Verbindung mit Schraub oder Nietverbindungen das bis heute am häufigsten angewendete Fügeverfahren. Den mechanischen Grundeigenschaften zur Folge, finden Klebeverbindungen sog. „bonded repairs“ besonders im FKV-Bereich Anwendung.

Tabelle 2.1: Schadensbilder an FKV und deren mögliche Reparaturverfahren [7]

	Schleifen	Einsetzen von Nieten	Injektion	Schäftung	Zusätzliche Lagen / Deckbleche
Kratzer, Schürfungen	X				
Delaminationen		X	X	X	X
Risse, Durchbrüche				X	X

Die in dieser Arbeit verwendeten Methoden beschränken sich ausschließlich auf verklebte Schäftreparaturen (siehe Kapitel 3) sowie die Untersuchung der zur Festigkeitsanalyse verwendeter Probekörper.

Bolzen- und Klebeverbindungen besitzen unterschiedliche Eigenschaften in der Anwendung, den zu erreichenden Festigkeiten sowie des notwendigen Fertigungsaufwandes. Diese Methoden können kurz gesagt in drei Kategorien eingeteilt werden [8]:

- Stoffschlüssige Fügung (Adhäsive Vorgänge zwischen den Fügepartnern bestimmen die Eigenschaften)
- Kraftschlüssige Fügung (Verbindungen aufgrund von Pressung durch Über- bzw. Untermaß)
- Formschlüssige Fügung (Verbindungen, bei denen die Fügepartner z.B. durch Bolzen-, Schraub-, Nietkonstruktionen miteinander verbunden sind.)

Für FKV-Reparaturen kommen überwiegend Bolzenverbindungen bzw. immer häufiger hochfeste Klebetechniken zum Einsatz. Folgendes Kapitel beleuchtet die Vor- und Nachteile dieser Fügeverfahren in Bezug auf die wirtschaftliche Eignung in Bezug auf die Reparatur von Luftfahrtstrukturen aus Composites.

2.3 Bolzenverbindungen

Die Reparatur mit Hilfen Schraub- oder Nietverbindungen (Übergeordnet als Bolzenverbindungen bezeichnet) findet bereits Anwendung in Bereichen der metallischen Strukturreparatur. Hierbei werden über die beschädigte Stelle Doppler angebracht, welche die Lastübertragung und somit die ursprüngliche Festigkeit sicherstellen. Doppler können aus unterschiedlichsten Materialien wie Aluminium, Titan, oder Faserverbundplatten hergestellt werden wodurch ein breiter Anwendungsbereich zustande kommt. Wichtigstes Merkmal ist die sehr einfache und kostengünstige Installation von Bolzenverbindungen. Aufwendige Härteprozesse oder mechanische Bearbeitung der Schadensstelle entfallen, sodass dieses Fügeverfahren bis heute in großen Bereichen der Reparatur von Luftfahrtstrukturen eingesetzt wird. Im Vergleich zu der im Kapitel 2.4 vorgestellten Verbindungstechnik ergeben sich aber durchaus Nachteile in Wirtschaftlichkeit und Zuverlässigkeit. Durch das Anbringen von Dopplern steigt das Gesamtgewicht der Struktur zusätzlich an. Außerdem wirken sich wechselnde Belastungen negativ auf die Ermüdungsfestigkeit der betroffenen Komponente aus. In Bereichen höchster Spannungskonzentration (z.B. Bohrungen) können Ermüdungsrisse initiiert werden, welche in ungünstigen Fällen zum Versagen der Struktur führen können [9]. Durch Einbringen von Bohrungen wird zudem der Faserverlauf unterbrochen, wodurch die Festigkeit lokal absinkt [7]. Je nach Geometrie der verwendeten Doppler kommt es zu Störungen der aerodynamischen Auslegung eines umströmten Bauteiles, wodurch insbesondere im Überschallbereich hohe Strömungsverluste auftreten [9].

2.4 Klebeverbindungen

Neben den formschlüssigen Fügungen (Bolzenverbindungen) finden immer stärker Klebeverbindungen (Bonded Joints) Anwendung in der Faserverbundreparatur. Diese stoffschlüssigen Verbindungstechniken eignen sich besonders für leichtbauspezifische Reparaturen, da kein zusätzliches Gewicht wie z.B. durch die Verwendung von Dopplern entsteht [8]. Wichtigstes Gütekriterium bei Auslegung von verklebten Reparaturverbunden ist die Festigkeit der Klebeverbindung nach dem Reparaturprozess. Hierbei soll die Festigkeit der Klebeverbindung analog zur mechanischen Festigkeit des ungekerbten (unbeschädigten) Fügeteils entsprechen.

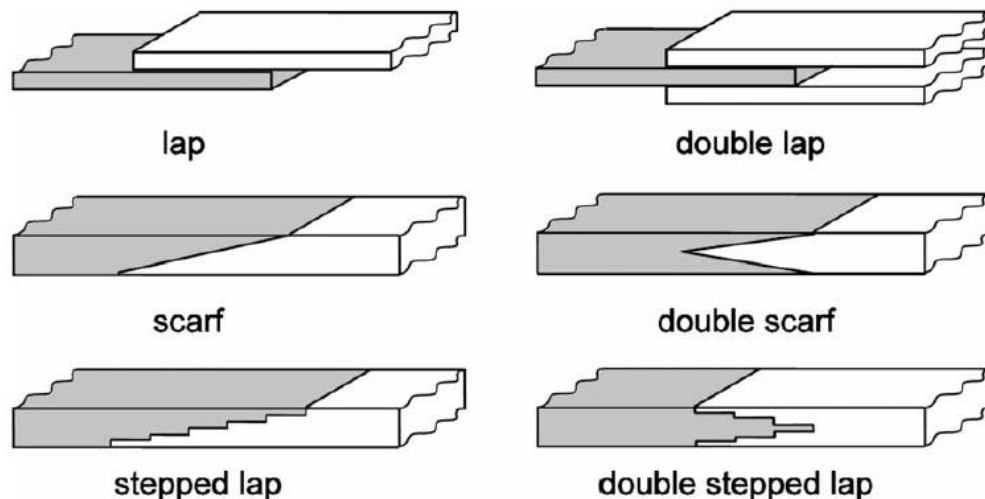


Abb. 2.2: Mögliche Fügetechniken im Bereich der geschäfteten Klebeverbindungen [10]

Die benötigte Festigkeit hängt zudem von der Klebfläche der Fügepartner ab. Um die geringe Festigkeit der Klebung gegenüber den Fügeteilen zu kompensieren, werden große Flächen benötigt, sodass die resultierenden Spannungen gering sind. In Abb. 2.2 sind unterschiedliche Möglichkeiten von Klebeverbindungen dargestellt, wobei für FKV-Reparaturen die schäfteten bzw. gestuften Verbindungen interessant sind. Die in dieser Arbeit betrachteten Schäftverbindungen kommen überwiegend in der FKV-Reparatur zum Einsatz, da hierbei nahezu kontante Spannungsverläufe in der Klebstoffschicht herrschen [11]. Überlappungsklebungen hingegen besitzen ausgeprägte Spannungsspitzen an den Übergängen. Nähere Untersuchungen hierzu sind in Kapitel 3.2 gesondert betrachtet. Unabhängig von der Geometrie bieten Klebeverbindungen folgende Vorteile:

- Im Vergleich zu Bolzenverbindungen werden die Reparaturstellen nicht zusätzlich durch Bohrungen geschwächt, zudem sinkt die Gefahr von Ermüdungsrissen durch lokale Spannungsüberhöhungen
- Klebschichten besitzen dämpfende Eigenschaften, was wiederum positiven Einfluss auf die Ermüdungsfestigkeit hat [8]
- Gesamtgewicht der Struktur bleibt durch die Reparatur annähernd unbeeinflusst [5]
- Gleichmäßige Lastverteilung über eine große Fügefläche (bei Bolzenverbindungen überwiegend punktuelle Belastung) [5]

Den Vorteilen gegenüber stehen verschiedene negative Aspekte die es zu hinterfragen gilt:

- Festigkeit und Lebensdauer einer Strukturklebung sind in großem Maße von der Fertigungsqualität abhängig (z.B. mechanische Vorbehandlung der Klebeflächen) [8].

- Umgebungseinflüsse wie Temperaturschwankungen und Feuchtigkeit reduzieren die Festigkeit der Klebung (hydrophile¹ Klebstoffe sind hier besonders anfällig)
- Schadensdetektion der Reparaturstelle oft nur mit aufwändigen Prüfverfahren möglich (z.B. Röntgenprüfung)

Unter Einhaltung vorgegebener Randbedingung bieten Klebeverbindungen durchaus Potential für die Anwendung in der FKV-Reparatur. Wichtigstes Kriterium hierbei ist die Gestaltung von ausreichend großen Verbindungsflächen im Verhältnis zur Bauteildicke. Ebenso müssen Schälbeanspruchungen konstruktiv vermieden werden [11].

2.4.1 Auswahl des geeigneten Klebstoffes

Die Auswahl des für den jeweiligen Anwendungsfall benötigten Klebstoffes hat bedeutenden Einfluss auf die späteren mechanischen Eigenschaften der Fügung. Dem Einsatzzweck entsprechend werden folgende Spezifikationen unterschieden [8]:

- Einsatzbereich: Differenziert werden zwischen unterschiedlichen Fügwerkstoffen wie z.B. Holzleime, Metallklebstoffe, Klebebänder, usw.
- Chemische Ausgangsstoffe: gängige Arten sind Epoxide, Polyurethane, Polyesterharze Phenolharze, Cyanacrylate
- Klebstoffkonsistenz: Unterscheidung in pastöse bis flüssige Klebstoffe sowie im Strukturleichtbau eingesetzte Klebstofffilme
- Anzahl der beteiligten Komponenten: Häufig verwendet werden Ein- oder Zweikomponenten Klebstoffe
- Härtemechanismen: Zu unterscheiden sind Reaktionsklebstoffe (chemische Reaktion von zwei oder mehrere Komponenten), Schmelzklebstoffe (physikalisches Abbinden unter Erhitzung der Klebstoffschicht, z.B. Thermoplaste), anaerobe Klebstoffe (Aushärtung unter Ausschluss von Sauerstoff, z.B. Schraubensicherungen) sowie strahlungshärtende Klebstoffe (Härtemechanismus wird durch UV-Strahlung ausgelöst)
- Temperaturabhängigkeit der Aushärtung: Je nach Einsatzbereich und Umgebungsbedingungen kommen kalt- oder warmhärtende Klebstoffe zum Einsatz. Kalthärtende Kleber zeigen bei Umgebungstemperatur vollständige Vernetzung, wobei hingegen warmhärtende Kleber höhere Auslagerungstemperaturen benötigen.
- Füllstoffe: Mit Füllstoffen (z.B. Vlies, Glasfasern, Quarzmehl) versetzte Kleber werden oft als Verstärkungsklebstoffe bezeichnet. Die genannten Zusatzstoffe können konstante Klebschichtdicken einstellen, bestimmte Rissstadien vermeiden sowie härtingsbedingte Schwindung kompensieren.

¹ Hydrophil: Eigenschaft, Wasser aufzunehmen bzw. davon benetzt zu werden [11]

Zur Herstellung von Reparaturproben sowie Strukturklebungen werden häufig epoxid-, phenolbasierte Filmklebstoffe verwendet. Diese Reaktionsklebstoffe (einkomponentig) sind mit Geweben oder Vliesfüllstoffen versehen, wodurch eine gewünschte Klebschichtdicke eingestellt werden kann. Den Eigenschaften der chemischen Reaktionsklebstoffe zur Folge müssen Filmklebstoffe unter Niedertemperaturbedingungen gelagert werden, um die Aushärtereaktion zu blockieren. Die finale Aushärtung erfolgt anschließend unter Druck und Hitze im Autoklaven. Durch diesen Prozess werden die Fügepartner bis auf die eingestellte Klebschichtdicke miteinander verbunden. Die enthaltenen Trägerstoffe (z.B. Vlies) verhindern einerseits das Austreten der Klebstoffmasse aus der Fugestelle, andererseits werden Lufteinschlüssen während des Aushärtens vermieden [11].

Im Rahmen dieser Studienarbeiten werden ausschließlich Filmklebstoffe der Marke *Hysol EA 9695 0.50NW²* verwendet. Spezifische Eigenschaften hierzu sind in Kapitel 5.1 näher erläutert.

2.4.2 Versagensmechanismen von Klebeverbindungen

Die Festigkeit einer Klebeverbindung hängt neben der geeigneten Auswahl des Klebstoffes hauptsächlich von der Oberflächenbeschaffenheit der Fügepartner ab. Die Belastbarkeit einer Klebung basiert einerseits auf das Eindringen von Klebstoffpartikeln in die Vertiefungen der mechanisch rauen Oberfläche des Fügekörpers, als Micro-Formschluss bezeichnet. Haupteinfluss auf die Verbindungsfestigkeit und damit auf das Bruchverhalten stellen andererseits chemische Bindungen zwischen den Fügepartnern und der Klebstoffschicht dar. Hierbei kommt es zur Diffusion von Molekülen an der Grenzschicht des Klebstoff-Werkstoff-Verbundes [8].

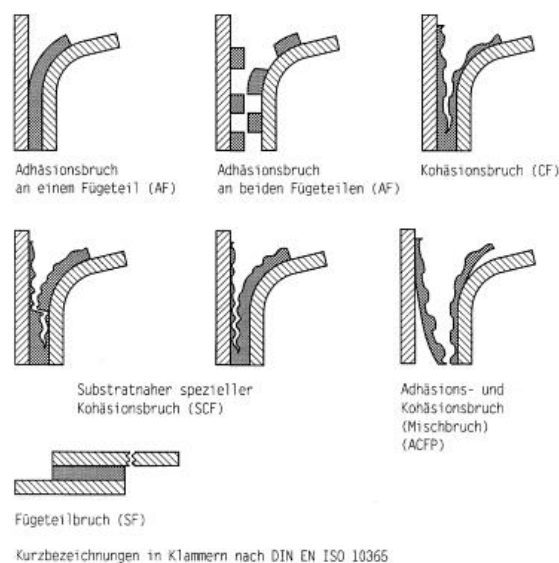


Abb. 2.3: Bruchverhalten von Klebeverbindungen [11]

² NW: Non-woven steht für die Art des Füllstoffes, in diesem Fall Vlies

Die Verbindungsfestigkeit zweier unterschiedlicher Stoffe wird allgemein als Adhäsiv Festigkeit bezeichnet. Da der adhäsive Wirkmechanismus in sehr dünnen Schichten der Fügung wirksam ist, lässt dies auf eine hohe Abhängigkeit der Oberflächenbeschaffenheit der Fügeteile schließen. Dieser Parameter gilt bei allen Klebeverbindungen und bedarf einer gesonderten Beachtung. Der Adhäsion gegenüber steht die Eigenfestigkeit des Klebstoffes welche als Kohäsion bezeichnet wird [8]. Kohäsionsfestigkeit wird in statischen Zugversuchen von reinen Klebstoffproben nachgewiesen.

Auf die Mechanismen der Verbindungsfestigkeit basierend, ist zwischen drei Versagensarten einer Klebeverbindung zu unterscheiden (Abb. 2.3). Adhäsionsversagen treten immer dann auf, wenn die Fügeteiloberflächen durch Trennschichten wie z.B. Staub, Fettfilme, Feuchtigkeit kontaminiert sind und weder Klebstoffreste an der Fügefläche bzw. Teile des Fügepartners an der Klebeschicht haften [12]. Dieses Verhalten kann durch sorgfältige Vorbehandlung (z.B. Reinigung der Oberfläche mit Aceton) der Fügeteiloberfläche vermieden werden. Befinden sich an beiden Fügeteilen Klebstoffreste, so spricht man von Kohäsionsversagen. Das Bruchbild selbst kann dabei je nach verwendetem Werkstoff von zäh- bis spröde vorliegen [11]. Diese Eigenschaften beschreiben jedoch nur den theoretischen Versagensfall. Abgesehen hiervon, entsteht in der praktischen Anwendung eine Überlagerung der Versagensmechanismen. Eine definierte Trennung der Mechanismen ist somit kaum möglich. Zusätzlich kann es bei hochfesten Klebungen zu einem Versagen des Fügeteiles selbst kommen. Im Bereich der FKV-Reparatur bedeutet dies, dass die Klebschicht selbst intakt bleibt, jedoch Delamination in einer oder beiden Fügeteilhälften entstehen und die Festigkeit gefährden [12].

Neben den mechanischen Einflüssen kommen außerdem Umwelteinflüsse zu tragen. Dabei betrachtet werden Temperaturschwankungen, Feuchtigkeit und andere klimatische Änderungen, welche je nach Einsatzgebiet in Versuchen nachzuweisen sind. Eine Klebung wird dann als zuverlässig beschrieben, wenn äußere Einflüsse die ursprüngliche Festigkeit nur geringfügig reduzieren [11]. Besonders kritisch sind hierbei mit Feuchtigkeit kontaminierte Klebeverbindungen. Aufgrund der geringen Größe der Wassermoleküle, kann Feuchtigkeit sehr schnell in die Klebstoffschicht diffundieren und somit die Verbundfestigkeit herabsetzen. Nähere molekulare Vorgänge sollen an dieser Stelle nicht weiter betrachtet werden, da im Rahmen dieser Arbeit unter Raumtemperaturbedingungen (RT) experimentiert wird und somit der Feuchtigkeitseinschluss unbeachtet bleibt.

2.4.3 Einfluss der Klebschichtdicke

Die Festigkeit einer Klebeverbindung ist maßgeblich von der Klebschichtdicke abhängig. Hierbei müssen neben den geometrischen Parametern zusätzlich mechanische Verbindungseigenschaften von Klebungen beachtet werden. Je dünner die Klebschichtdicken ausgelegt werden, desto größer ist die Behinderung der Querkontraktion bei einer Belastung in horizontaler

Richtung d.h. in Richtung der Klebeschicht. Dabei kommt es zur Einschnürung der Klebstoffschicht, wodurch einzelne Fügepartner (in diesem Fall parallele Fügung) stärkere Haftkräfte auf Grund der Querkontraktionsbehinderung erfahren [11]. Dieser Eigenschaft gegenüber stehen sehr dicke Klebschichten, welche besonders anfällig für chemischen Schwund während der Aushärtung sind [8]. Die dadurch hervorgerufenen Klebstoffschicht-Eigenspannungen können je nach Ausprägung die Verbundfestigkeit stören.

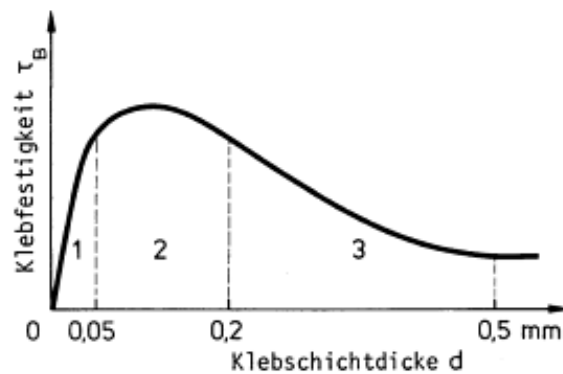


Abb. 2.4: Einfluss der Klebschichtdicke auf die Schubfestigkeit einer Fügung [11]

Hauptparameter für die in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen von geschäfteten Coupon-Probekörper stellt die (annähernd-) lineare Änderung der Klebschichtdicke [11] durch Einfluss von Fertigungsfaktoren dar. Im Verlauf der Untersuchungen zur Klebschichtdicke sollen die jeweiligen Parameter definiert und durch Anpassung der Fertigungstechnik verbessert werden. Der in Abb. 2.4 dargestellte Zusammenhang zwischen Schubfestigkeit τ_B und der Klebschichtdicke d charakterisiert die ideal anzustrebenden Schichtdicke im Bereich von 0,05-0,2 mm. Der Literatur zur Folge [11] liegt die anzustrebende Klebschichtdicke bei Strukturfügung bei $t_k = 0,1$ mm. Auch diese Werte sind nur grobe Anhaltspunkte und müssen durch Voruntersuchungen (siehe Kapitel 5.3) nachgewiesen werden.

3. Geschäftete Klebeverbindungen

FKV-Reparaturen unterliegen in der Luftfahrt strengen Qualitätsvorschriften hinsichtlich der geforderten Sicherheit und Zuverlässigkeit. Wie bereits in Kapitel 2.4 erwähnt, bieten Schäftungen Vorteile in Bezug auf die Geometrie sowie der möglichen Kraftübertragung und eignen sich besonders im Bereich der strukturellen Reparatur von Luftfahrtkomponenten. In folgendem Kapitel werden unterschiedliche Schäftgeometrien dargestellt sowie deren Berechnungsmethodik aufgeführt. Zudem wird auf den Schwerpunkt dieser Arbeit, die Fertigung von Probekörper der Norm *AECMA EN6066* näher eingegangen.

3.1 Eigenschaften von Schäftungen

Schäftverbindungen in der FKV-Reparatur sind definiert als keilförmig, schrägzulaufende Fügungen zwischen zwei Komponenten [8]. Wie in Abb. 3.1 dargestellt, kann die Geometrie der Reparaturstelle je nach Anwendung in kreisrunder, elliptischer oder auch beliebiger Form vorliegen.



Abb. 3.1: Schäftungen mit kreisrunder (links) bzw. elliptischer (rechts) Geometrie

Im Bereich der Klebeverbindungen stellen Schäftungen einen charakteristischen Sonderfall der Komponentenfügung dar. Im Gegensatz zu den Überlappungsklebungen ergeben sich folgende Vorteile:

- Zentrisch angreifende Kräfte an den Fügeteilen verhindern besonders kritische Schälspannungen

- Günstige Spannungsverteilung durch zentrisch angreifende Kräfte (verhindern Biegespannungen wie bei Überlappungsklebung üblich)
- Bei großen Schäftverhältnissen ($>1:50$) ermöglicht die daraus resultierende größere Kontaktfläche der Fügepartner die angreifenden Schnittspannung σ_x Großteils in Schubspannungen zu überführen [8]
- Bei Reparaturen durch Schäften sind unter dynamischer Belastung eine um ca. 140 bis 300 % höhere Zeit- und Dauerfestigkeit zu erreichen [11]
- Zusätzliche Kerbspannungen (z.B. Bolzenverbindungen) werden vermieden, ebenso bleibt die ursprüngliche Aerodynamik der Strukturoberfläche erhalten (siehe Kapitel 2.4) [8]

Den positiven Aspekten gegenüber stehen folgende Nachteile:

- Hoher Fertigungsaufwand bei sehr dünnen Wandstärken (z.B. Gefahr das Teile der Schäftspitze abbrechen) [11]
- Schäftverhältnisse ($>1:50$) erfordern insbesondere bei dicken Bauteilen einen hohen Materialabtrag von „gesundem“ Material
- Tragfähigkeit einer Schäftverbindung wird durch die max. Scherspannung der Klebschicht begrenzt
- Schwankende Fertigungsqualität erfordert höheren Sicherheitsfaktor im Gegensatz zu Doppler-Reparatur

Zusammengefasst sprechen viele Aspekte für die Verwendung von Schäftungen in der FKV-Reparatur. Ausschlaggebend ist die Art der Kraftübertragung im Vergleich zur Überlappungsklebung. Geschäftete Verbindungen übertragen die angreifenden Lasten annähernd auf der kompletten Klebefuge. Die Kraftübertragung bei Überlappungsklebung erfolgt an den Enden der zu fügenden Bauteile. Hierbei entstehen jedoch Spannungsspitzen, welche die Gefahr von Rissen und lokaler Überlast stark erhöhen. Die Größe der zu übertragenden Kräfte hängt entscheidend vom jeweiligen Schäftverhältnis ab. Hierzu werden im folgenden Kapitel nähere Untersuchungen an einfachen Schäftgeometrien durchgeführt.

3.2 Lastverteilung an Schäftungen

Die Festigkeit einer Schäftverbindung hängt neben der Klebschichtdicke von der geometrischen Beschaffenheit der Fügestelle ab. Ein wichtiger Parameter ist das Schäftverhältnis, welches ein Maß für die Abschrägung der Fügeteile darstellt. Im Rahmen dieser Arbeit sind sämtliche Untersuchungen auf ein Schäftverhältnis ($t:l$) von $1:20$ beschränkt. Dies bedeutet, dass bei einer Laminatdicke t von 1 mm eine Schäftlänge l von 20 mm vorliegt. Folgenden Abb. 3.2 zeigt die Bemaßung einer Schäftprobe:

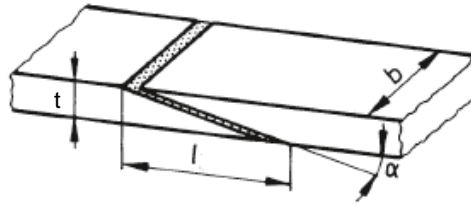


Abb. 3.2: Geschäftete Klebeverbindung [11]

Auf Basis der in Kapitel 4.1 dargestellten Charakteristika von Schäftverbindungen sollen in folgendem Abschnitt die mechanischen Eigenschaften dargestellt werden. Wie bereits erwähnt, bieten Schäftungen gewisse Vorteile in Festigkeit und Geometrie des Werkstoffverbundes.

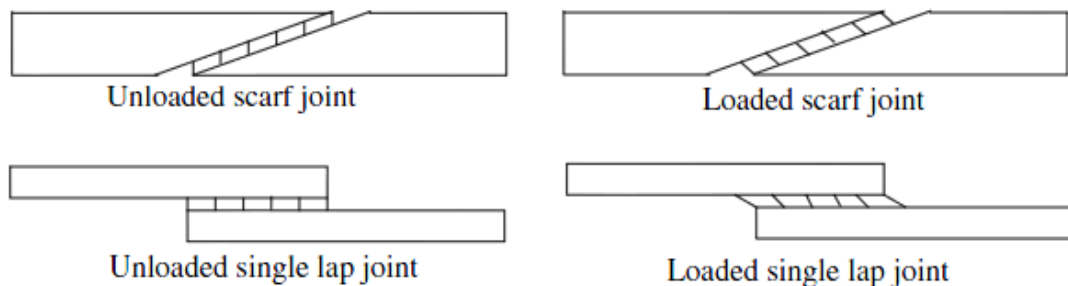


Abb. 3.3: Schubspannungsverlauf an belasteter/unbelasteter Schäft- und Überlappungsklebung [9]

Wird an einer Schäft-/Überlappungsklebung eine definierte, statische Last aufgeprägt, führt dies zu unterschiedlichen Schubspannungsverläufen (siehe Abb. 3.3) der Fugestelle. Der Grund hierfür, liegt im unterschiedlichen Werkstoffverhalten zwischen den Fügepartnern sowie den elastischen Eigenschaften der Strukturklebstoffe (Filmklebstoffe). Bei dehnstarrten Fügeteilen können im Idealfall die Schubspannungsverteilungen bei Überlappungsklebungen annähernd gleichförmig erfolgen. In Realität jedoch erfahren beide Partner elastische Dehnung welche an den Enden der Überlappung maximal wird. Der Geometrie zur Folge wird das Ende eines Fügeteils weniger belastet, gleichzeitig steigt die Normalspannung im Partnerteil auf den jeweilig außen anliegenden Wert an. Die dadurch entstehenden max. Dehnungsunterschiede führen somit zu ungleichmäßigen Spannungsverläufe an der Verbindungsstelle [8].

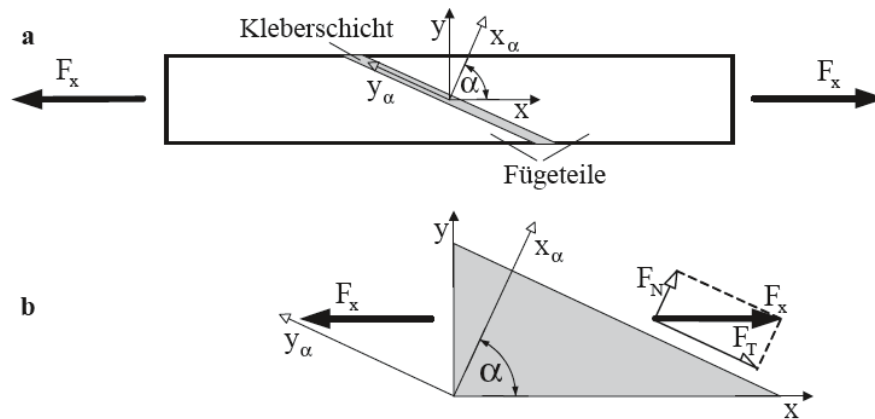


Abb. 3.4: Prinzipskizze einer Schäftung (a), Kraftzerlegung am schrägen Schnitt durch die Klebschicht (b) [8]

Folgende Berechnungsgrundlagen beschränken sich auf einen homogenen Aufbau der Fügeiteile, d.h. gleiche Dehnsteifigkeiten. Für die Kräftezerlegung wird ein Zugstab in zweidimensionaler Ansicht verwendet. Die Abbildung der Klebschicht erfolgt durch einen parallelen Schnitt (siehe a) oder als Koordinatentransformation in ein um α gedrehtes x_α , y_α -Koordinatensystem (siehe b)

Zur Durchführung der Spannungstransformation werden die angreifenden Kraft F_x in eine Normalkraftkomponente F_N , welche senkrecht zur Schnittebene wirkt, zerlegt. Weiterhin ergibt sich eine Tangentialkraft F_T , die wiederum eine Schubkomponente tangential zur Schnittfläche abbildet. Daraus folgt:

$$F_N = F_x \cdot \sin(\alpha) \quad (3.1)$$

$$F_T = F_x \cdot \cos(\alpha) \quad (3.2)$$

Zur Darstellung der Spannungen müssen die jeweiligen Kräfte noch auf die Schnittfläche A_α bezogen werden. Die Querschnittsfläche $A = b \cdot t$ des Zugstabes setzt sich aus der Breite b sowie der Probenhöhe t zusammen:

$$A_\alpha = b \cdot \frac{t}{\sin(\alpha)} F_x \cdot \cos(\alpha) \quad (3.3)$$

Die daraus resultierende Normalspannung:

$$\sigma_{\alpha} = \frac{F_N}{A_{\alpha}} = \frac{F_x * \cos(\alpha)}{A/\cos(\alpha)} = \sigma_x * \cos^2(\alpha) \quad (3.4)$$

sowie die in der Klebschicht wirkende Schubspannung τ_{α} folgt aus

$$\tau_{\alpha} = \frac{F_T}{A_{\alpha}} = \frac{F_x * \sin(\alpha)}{A/\cos(\alpha)} = \sigma_x * \sin(\alpha) * \cos(\alpha) = \frac{1}{2} * \sigma_x * \sin(2\alpha) \quad (3.5)$$

Bei Schäftverbindungen ist das Schäftverhältnis ausschlaggebend für die Festigkeit einer Fügung, weniger die Klebschichtdicke. Dieser Zusammenhang wird in Formel 3.5 deutlich, da hierbei die anliegenden Schnittkräfte nur abhängig vom Schäftwinkel α sind. Je kleiner der Schäftwinkel eingestellt wird, desto größer sind die Schubspannungsanteile in der Klebschicht [11]. Die Normalspannung σ_{α} ist dabei vernachlässigbar gering, ebenso die Biegespannungsanteile. Im Versagensfall führt eine zu hohe Schubspannung in der Klebschicht zum Überschreiten der max. Klebstoffscherspannung. Diese Eigenschaften gelten jedoch nur bei Fügung von isotropen Werkstoffen (z.B. metallische Verbindungen) [8]. Bei Füge-teile mit ausgeprägter Anisotropie hingegen treten deutliche Spannungsspitzen über der Klebefläche auf [9]. Werden FKV mit unterschiedlichem Lagenaufbau verwendet, muss zusätzlich die Steifigkeit der Lagen (z.B. $0^{\circ}, \pm 45^{\circ}, 90^{\circ}$) mit in die Berechnung einbezogen werden. Beschrieben wird hierbei die durchschnittliche Schubspannung τ_{av} :

$$\tau_{av} = \frac{[n_{0^{\circ}}\tau_{0^{\circ}} + n_{45^{\circ}}\tau_{45^{\circ}} + n_{90^{\circ}}\tau_{90^{\circ}}]}{n_{total}} \quad (3.6)$$

wobei $\tau_{0^{\circ}}, \tau_{45^{\circ}}, \tau_{90^{\circ}}$, die Schubspannungen der einzelnen Lagen darstellen. Die Anzahl der Lagen wird durch den Parameter n gewichtet. Unter der Annahme, dass sich die Laminatsteifigkeit aus den Verhältnissen (1 (0°), 0.23 (45°), 0.07 (90°)) der Einzelsteifigkeiten zusammensetzt, so ergibt sich folgender Ausdruck:

$$\tau_{av} = \frac{[n_{0^{\circ}}\tau_{0^{\circ}} + 0,23n_{45^{\circ}}\tau_{0^{\circ}} + 0,07n_{90^{\circ}}\tau_{0^{\circ}}]}{n_{total}} \quad (3.7)$$

Die Lagenanzahl im Laminat wird durch n_{total} beschrieben [4]. Diese Berechnungsvorschriften werden zur Vollständigkeit erwähnt. Im Rahmen der Optimierung von Fertigungsparametern der Normproben AECMA EN6066 sind diese Eigenschaften nicht von Bedeutung.

3.3 Prüfstandart und Nomenklatur

Im Rahmen der Zulassung von Luftfahrtgeräten und deren Komponenten werden in Abhängigkeit der Einsatzbedingungen Strukturtests durchgeführt. Der hierbei eingesetzte Technologie-Entwicklungsplan (siehe Abb. 3.5) dient als Grundlage für die Nachweisführung der im Betrieb anliegenden Lasten, der theoretischen Berechnungen sowie Materialkennndaten [4].

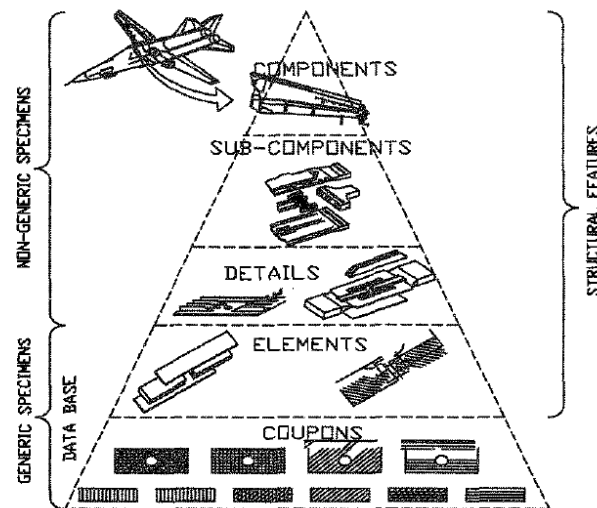


Abb. 3.5: Testpyramide für FKV-Strukturen [4]

Als Datenbasis für die Entwicklung werden Coupon-Proben eingesetzt. Im weiteren Verlauf der Entwicklung sinkt die Anzahl der Proben wobei die Komplexität bis hin zum finalen Strukturtest der Komponente ansteigt. Dieser Ablauf kann neben der Entwicklung neuer Baugruppen, analog auf die in dieser Arbeit betrachteten FKV-Reparaturen angewandt werden.

Prüfstandart

Wie bereits in Kapitel 3.1 erwähnt, erfolgt der Nachweis für die Zuverlässigkeit einer Klebereparatur mit Hilfe von Probekörper der Norm *AECMA EN6066*. Die Norm beschreibt dabei Probekörper mit geschäfteten sowie gestuften Verklebungen.

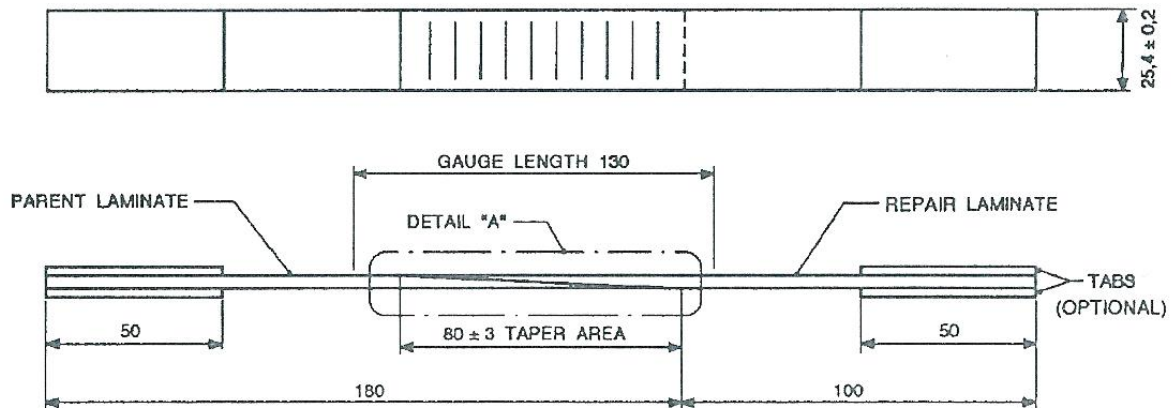


Abb. 3.6: Grundlegende Geometrie (Maße in mm) einer Normprobe (Typ B) AECMA EN6066 [9]

Wie in Abb. 3.6 dargestellt, werden in dieser Arbeit Proben Typ B, d.h. geschäftete Proben mit definierten Abmaßen betrachtet. Unter Beachtung der jeweiligen Klebschichtdicken, kann das Schäftverhältnis entsprechend der geometrischen bzw. festigkeitstechnischen Anforderungen eingestellt werden. Diese Parameter sind in der Norm nicht weiter geregelt, lediglich der max. Überlappungsbereich ($75\text{mm} \pm 3\text{mm}$) ist dabei einzuhalten. Da zur Betrachtung der Fertigungseinflüsse, die Gesamtlängen der Probekörper keinen Einfluss nehmen, werden für spätere Untersuchungen deutlich verkürzte Prüfkörper eingesetzt. Aus zeitlichen Gründen wird auf die statische Zugprüfung der gefertigten Probekörper verzichtet. Im Laufe der nächsten Kapitel soll der Schwerpunkt aller Untersuchungen, hinsichtlich des Schäftbereiches sowie den damit verbundenen Fertigungsbedingungen (siehe Kapitel 4.1) liegen.

Nomenklatur

Jede Couponprobe muss entsprechend der Fertigungsbedingungen eindeutig beschriftet werden. Die Basis der Nomenklatur bildet das Management -Handbuch des Institutes für Faserverbundleichtbau und Adaptronik [13].

CAIRE – EA9695 – MIC – AK3 – aa – bb – SXX – YY

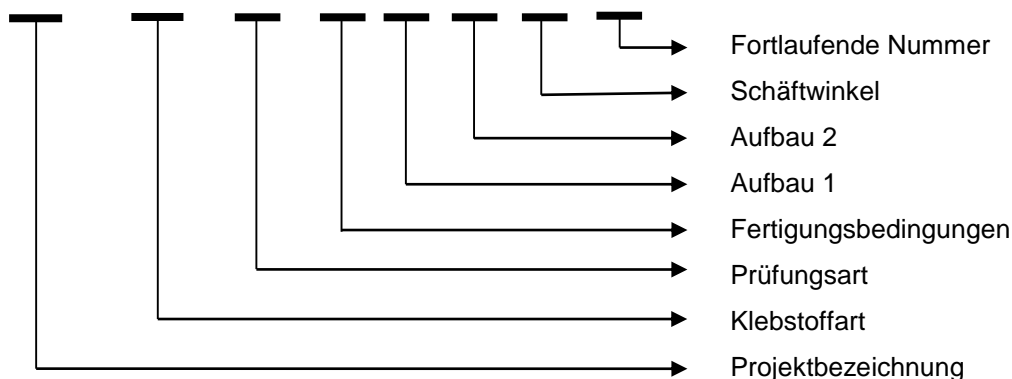


Abb. 3.7: Beschriftungsschema der Probekörper auf Grundlage der Verfahrensanweisung [13]

Die Bezeichnung einer Probe setzt sich aus acht Beschriftungsblöcken zusammen. Neben der Projektbezeichnung (in diesem Fall *CAIRE*) werden Klebstoff- und Prüfungsart fest vorgegeben. Die Prüfungsart beschränkt sich zudem auf mikroskopische Untersuchungen (MIC). Im Rahmen dieser Arbeiten wird ausschließlich der Filmklebstoff *Hysol EA9695 0.50NW* verwendet. Zur finalen Aushärtung der Klebeverbindungen wird ein Autoklavprozess mit 130°C/2h bei 3 bar Druck verwendet, welcher in Block 4 als Fertigungsbedingung bezeichnet wird. Die darauffolgenden Bezeichnungen, Aufbau 1 und 2 dienen zur Definition der verwendeten Fertigungsmittel im Autoklavprozess. Der Aufbau 1 unterscheidet dabei zwischen Vakuumsack (VS) oder Vakuumaufbau, wobei Aufbau 2 die verwendeten Trennmaterialien (z.B. Abreißgewebe (AW)) zwischen Probe und Vakuumsack bzw. Vakuumaufbau beschreibt. Im Block „Schäftung“ werden die eingesetzten geometrischen Verhältnis des Schäftbereiches definiert, z.B. S05 entspricht einem Schäftwinkel $\alpha = 5^\circ$. Bei parallelen Proben wird dieser Parameter als „S00“ bezeichnet. Sämtliche Prüfkörper sind durch laufende Probennummern gekennzeichnet. Weitere Bezeichnungen bzw. Abkürzungen sind der Übersicht im Anhang 8.1.2 zu entnehmen.

4. Konzeptentwicklung

Die Herstellung und Prüfung von FVK-Couponproben erfordert verfahrenstechnisch aufwendige Fertigungsverfahren. Wie bereits in der Einleitung erwähnt, führen bereits geringe Abweichungen in der Positionierung der Schäftproben zu einem Rückgang der mechanischen Festigkeit. Folgendes Kapitel stellt die Einflussparameter seitens der Fertigung, sowie der Materialkomponenten dar. Grundlage hierfür bildet eine Schwachstellenanalyse, welche wie in Abb. 4.1 dargestellt die auftretenden Abweichungen gegenüber den möglichen Abhilfemaßnahmen stellt.

4.1 Identifikation der Fertigungs- und Fügeparameter

Als Grundlage für die Analyse auftretender Schwachstellen in der Fertigung von Prüfkörpern dienen Untersuchungen aus vergangenen Arbeiten *Dietsch* [14] sowie *Baker* [4]. Folgende Auflistung stellt dabei die Eigenschaften idealer Schäftreparaturen dar:

1. Exakte Ausrichtung der einzelnen Reparaturlagen und Vermeidung von Beschädigungen der Schäftspitzen
2. Einhalten einer gleichmäßig, konstanten Klebschichtdicke
3. Mechanische Deformationen der Schäftspitze vermeiden
4. Beibehalten der Lagenorientierung
5. Fehlstellen und Lufteinschlüsse im Klebstoff vermeiden
6. Fluchtende Ausrichtung der Fügepartner (speziell bei Patch-Reparatur)

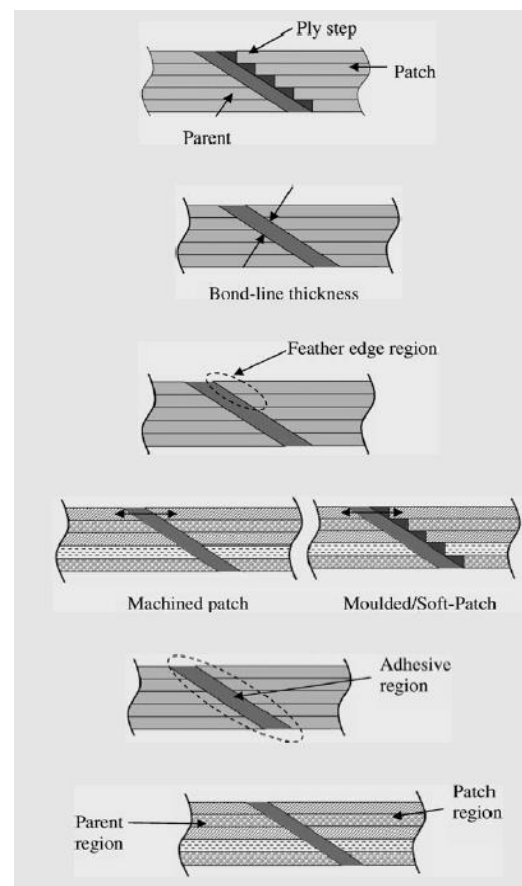


Abb. 4.1: Eigenschaften idealer Reparaturen [1]

Die abgebildeten Parameter beziehen sich auf die reale Reparatur von FKV-Bauteilen sowie in Bezug auf unterschiedliche Reparaturverfahren. Fertigungsunterschiede ergeben sich insbesondere bei Verwendung von Hardpatch und Softpatch Verfahren. Unter Hardpatch-Reparatur versteht man das Auffüllen einer Schäftung mit Hilfe eines vorgehärteten, der Geometrie entsprechenden Füllteiles. Diese Flicker werden zum Teil aus vollständig ausgehärtetem Prepreg Laminat gefräst oder in einer Form vorgefertigt. Vorteile ergeben sich dabei durch die hochpräzise Geometrie, welche mit Hilfe von CNC-Fräsverfahren ermöglicht wird. Softpatch Reparaturen hingegen unterscheiden sich in der Anbringung von Reparaturflicker. Hierbei werden einzelne Prepreg-Lagen ungehärtet (soft) in die Fehlstelle platziert, sodass wie in Punkt 1 der Abb. 4.1 dargestellt eine stufenweise Ausrichtung der Fülllagen erreicht wird. Anschließend erfolgt eine 2-stufige Aushärtung, d.h. erstmals in Kombination mit dem vorhandenen Klebefilm sowie finaler Aushärtung bei erhöhter Temperatur. Vorteile ergeben sich durch das Vermeiden zeitintensiver Vorfertigung der Flicker, analog der Hardpatch-Reparaturen [15].

Im weiteren Verlauf dieser Arbeit basieren sämtliche Untersuchungen auf Grundlage einer Hardpatch-Reparatur, da hierbei die folgenden Fertigungsparameter vereinfacht untersucht werden können:

- konstante Klebschichtdicke
- Klebschichtqualität (Lufteinschlüsse und Fehlstellen)
- exakte Fräskontur
- Lagenversatz (fluchtend)
- Vermeiden von mechanischer Deformation der Schäftspitze

Diese fünf Parameter bilden die Grundlage für die in dieser Arbeit angestrebte Verbesserung der Fertigungsqualität von Probekörper der Norm *AECMA EN6066*. Neben der Darstellung durch *Wittingham* und *Baker* [15] konnte in diversen anderen Projekten die Notwendigkeit zur Untersuchung dieser Fertigungsparameter bestätigt werden.

4.2 Schwachstellenanalyse

Im Folgenden Abschnitt sollen die Fertigungs- und Fügeparameter welche zur Abweichung in der Prüfkörperausrichtung führen näher betrachtet werden. Neben den bereits erwähnten Literaturquellen, liefern Mitarbeiterbefragungen notwendige Informationen zur Fertigung von Probekörpern. Aktuell werden folgenden Fügeverfahren für die Herstellung der Normproben angewandt:

1. Probenhälften geschäftet (1:20), Aluplatte mit verstifteten Anschlägen

Bei diesem Fertigungsverfahren werden zwei Fügepartner aus quasiisotropen Lagenaufbau auf eine Gesamtprobenlänge von 280 mm gefertigt. Hierbei wird eine Klebschichtdicke von 0,13 mm mit in die geometrische Länge einbezogen. Um ein horizontales Verschieben der Fügepartner zu vermeiden werden auf die vorliegende Aluplatte beidseitig Anschläge mit Stahlstiften fixiert. Die Aushärtung im Autoklaven erfolgt durch Vakuumaufbauten.

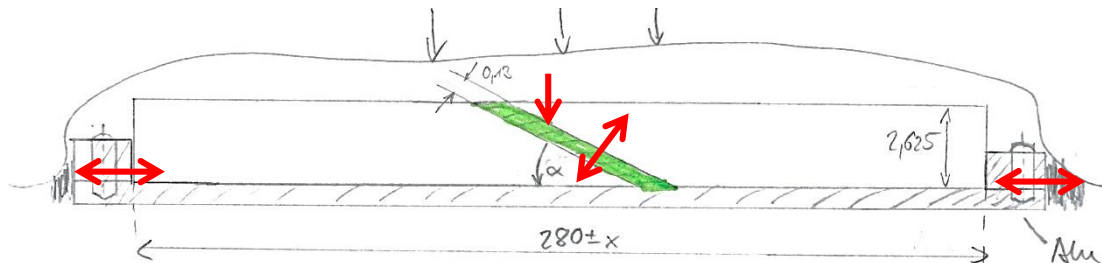


Abb. 4.2: Probenhälfte geschäftet (1:20) mit verstifteten Aluminiumanschlügen

Das in Abb. 4.2 gezeigte Verfahren zeichnet sich durch schnelle Fertigung der Proben bei gleichzeitig geringstem Fertigungsaufwand aus. Die Schwachstellen dieser Methodik liegen unter anderem in der Wärmedehnung der Werkzeugplatte. Diese stoffspezifischen Dehnungen sind bei Aluminium um das 200-fache höher als bei dehnungsarmen Stählen. Beispielhaft führt eine Erwärmung um $\Delta T = 110 \text{ K}$, bezogen auf eine 300 mm lange Aluminiumplatte, zu einer Längenänderung von 0,766 mm. Die dadurch verursachte Verschiebung verändert die Klebschichtdicke bzw. die lagenorientierte Positionierung der Fügepartner. Weitere Nachteile sind die einseitige Druckbelastung im Autoklaven, welche zu einer Deformation der oberen Schäftspitze (roter Pfeil) führt. Austretender Klebstoff zwischen Unterlage und Probe führt zu vertikalem Verschieben der Fügepartner wodurch wiederum ein vertikaler Lagenversatz hervorgerufen wird. Zusammengefasst beeinflussen die genannten Nachteile hauptsächlich die Klebschichtdicke in der Schäftung.

2. Probenhälften geschäftet (1:20), verstiftet; Stahlplatte als Unterlage

Im Gegensatz zur vorangegangenen Methodik, werden bei folgendem Fertigungsverfahren die Fügepartner mit Hilfe von Passstiften in Position gehalten. Als Unterlage kommen gängige Werkzeugplatten aus Stahl zum Einsatz. Der Stift selbst hat dabei keine Verbindung zur Auflagefläche. Analog zu Aufbau 1 erfolgt die Aushärtung mit Hilfe eines einseitigen Vakuumaufbaus.

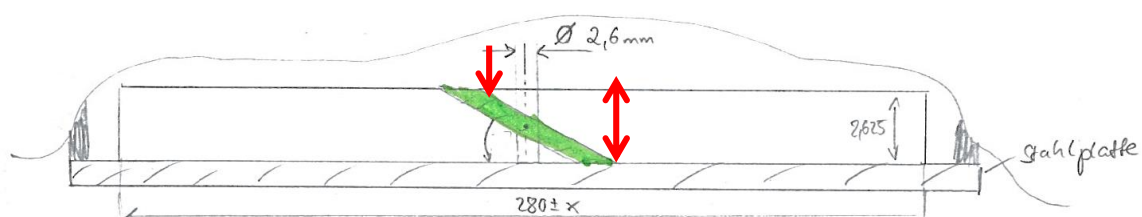


Abb. 4.3: Fertigungsaufbau einer Normprobe durch Verstiften der Fügepartner

Die Vorteile dieser Methodik liegen in der deutlich verringerten Wärmedehnung der Fertigungswerkzeuge. Durch freies Aufliegen ohne Anschläge, können sich die Enden der FKV-Bauteile ungehindert ausdehnen, wodurch ein horizontales Verschieben wenig Einfluss auf die Klebschichtdicke hat. Außerdem sind Verschiebungen des Schäftbereiches durch Passstifte an den Probenrändern nur bedingt (abhängig von der Bohrtoleranz) möglich. Als negativ gilt das exakte Positionieren der Stiftbohrungen an den Schäftflächen. Vergangene Untersuchungen zeigten, dass bereits bei geringer Abweichung der Bohrpositionen die erforderliche Klebschichtdicke nicht zu erreichen ist. Die Position selbst wird durch trigonometrische Beziehungen zwischen Klebschichtdicke und horizontaler Spaltbreite berechnet. Neben den erwähnten Bohrtoleranzen, führen austretende Klebstoffmengen zu Verschiebungen der Lagen in vertikaler Richtung. Für das Eindrücken der oberen Schäftspitze sind einseitige Vakuumaufbauten verantwortlich (Untersuchungen hierzu in Kapitel 5.3)

Zusammengefasst bieten beide Fertigungsverfahren gewisse Vor- und Nachteile. Die Erfahrungen hieraus bedarf es folglich in ein optimiertes Verfahren zu kompilieren. Folgende Tabelle gibt einen Überblick möglicher Ursachen und deren Abhilfemaßnahmen:

Tabelle 4.1: Entstehung von Fertigungsabweichungen und deren mögliche Abhilfemaßnahmen

Fertigungsparameter	Ursache der Abweichung	mögliche Abhilfe
Konstante Klebschichtdicke Lokaler Lagenversatz	Eindrücken der Schäftspitze durch austretenden Filmklebstoff	<ul style="list-style-type: none"> - Fertigungsmaterialien: Einflüsse durch Abreißgewebe, Trennfolie und Lochfolie untersuchen - Kavitäten in Grundplatte und Deckblech vorsehen
	Eindrücken der Schäftspitze durch einseitigen Vakuumaufbau	<ul style="list-style-type: none"> - Einseitige Druckbelastung: Verwendung des Vakuumsackverfahrens - Verwendung von Caul-Plates (Deckbleche)
Vertikale Ausrichtung der Fügepartner	Vertikales Verschieben der Probenhälften durch austretenden Klebstoff zwischen Grundplatte und Probe	<ul style="list-style-type: none"> - Kavitäten in Grundplatte vorsehen - Probe in Trennfolie eingepackt zur Verhinderung von Klebstoffaustritt - Probe in Abreißgewebe gepackt austretender Klebstoff soll dadurch aufgenommen werden

Konstante Klebschichtdicke Vertikale Ausrichtung der Fügepartner	Wärmedehnungen der Fertigungswerkzeuge, dadurch Verschiebung der Probehälfte in Dickenrichtung	Verwendung von dehnungsarmen Werkzeugen: <ul style="list-style-type: none">- CFK-Platte als Unterlage für gestiftete Verbindungen- CFK- oder Stahlplatte mit Anschlag um horizontales Verschieben der Schäftungshälften zu vermeiden
	Position der Stiftbohrungen	<ul style="list-style-type: none">- Spiel der Stiftpassung durch exakte CNC-Bohrungen vermeiden- Verstiftung der Proben an unkritischer Stelle, d.h. Probenhälften an den jeweiligen Enden mit Grundplatte fixieren und nach Aushärten auf die gewünschte Probenlänge zuschneiden.- Parameterstudie für verschiedene Passstifte inkl. zugehöriger Bohrungen
Exakte Fräskontur	Fehlerhafte Positionierung der Prepreg-Platten	<ul style="list-style-type: none">- Anschläge des Frästisches fixieren: Nullpunkt des Koordinatensystems der CNC-Fräse muss exakt definiert sein

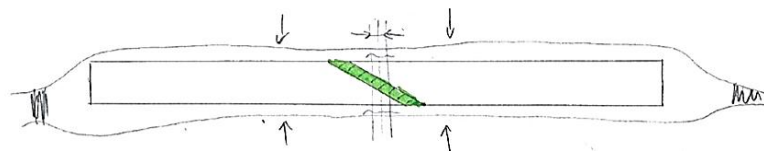
Tabelle 4.1 stellt neben den möglichen Abhilfemaßen für Fertigungsabweichungen die zugehörigen Fertigungsparameter dar. In vergangenen Untersuchungen konnte gezeigt werden, dass insbesondere eine konstante Klebschichtdicke sowie randnaher Lagenversatz den Haupteinfluss auf die Festigkeit einer Schäftung bedeuten.

Neben der Klebschichtdicke, können Fehlstellen wie z.B. Lufteinschlüsse zur Verminderung der Klebefestigkeit führen. Aufgrund des bei der Aushärtung anliegenden Unterdruckes sind Lufteinschlüsse nur in geringem Prozentsatz vorhanden, müssen jedoch bei Verwendung von Trennfolie genauer betrachtet werden. Der bei der Fertigung von Prüfkörpern auftretende Lagenversatz wird neben den Autoklavbedingungen (einseitiger Vakuumaufbau) ebenso durch austretende Klebstoffmengen beeinflusst. Ein weiterer Parameter ist die Abweichung von der festgelegten Fräskontur der Schäftung. Maschinenbedingte Fertigungstoleranzen beeinflussen die spätere Fügegenauigkeit der Probekörper, sind jedoch unabhängig von den möglichen

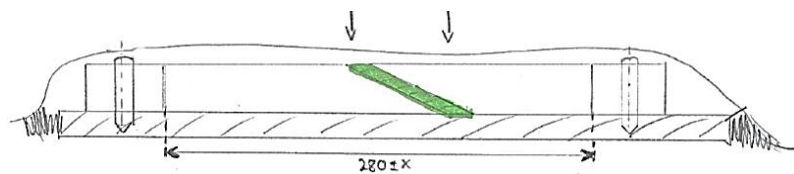
Fertigungsverfahren zur Herstellung der Normproben. Mögliche Ursachen sind durch Bedienung der Fräsmaschine sowie Fertigungstoleranzen der Ausgangswerkstoffe (Prepregplatten) gegeben. Diese Einflussparameter bedarf es in ausgewählten experimentellen Untersuchungen (siehe Kapitel 5) nachzuweisen bzw. zu validieren.

4.3 Aufstellen eines Lösungskatalogs

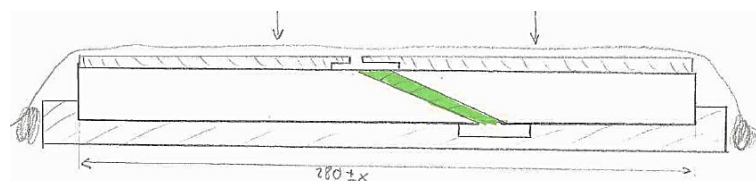
Ziel dieser Arbeit ist die Auswahl eines geeigneten Fertigungsverfahrens zur Herstellung von CFK Normproben. In Folgenden Kapitel werden die bereits vorhandenen Verfahren (siehe Kapitel 4.2) und deren Schwachstellen mit Hilfe eines Bewertungsschemas auf ein optimiertes Lösungsverfahren übertragen.



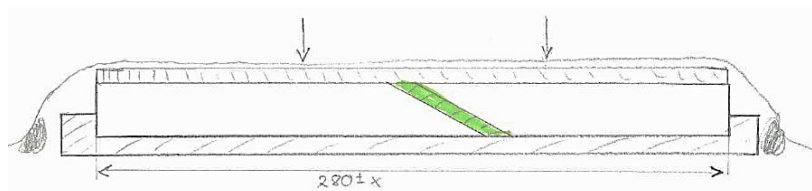
Lösung (a) verstiftete Probekörper an Schäftung mit Vakuumsackverfahren (VS)



Lösung (b) verstiftete Probekörper an Füge-teilende mit Vakuum-aufbau (VA)



Lösung (c) Probekörper mit CFK-Anschlägen sowie Kavitäten in Deckplatte und Grundplatte

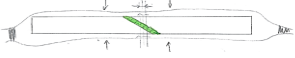


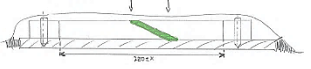
Lösung (d) Probekörper mit CFK-Anschlägen und Deckblech (Caul-plate)

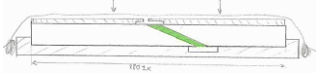
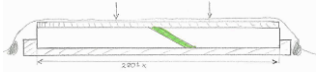
Abb. 4.4: Übersicht möglicher, optimierter Fertigungsverfahren für Prüfkörper der Norm AECMA EN6066

Die in Abb. 4.4 dargestellten Lösungsmöglichkeiten für Fertigungsverfahren konnten mit Hilfe eines Brainstormings ermittelt werden. Mit einbezogen sind dabei die Problemstellungen aus Tabelle 4.1. Zur Bewertung der Lösungsvorschläge (a) bis (c) werden die Fertigungsparameter, konstante Klebschichtdicke, lokaler Lagenversatz, Ausrichtung der Fügepartner sowie das Vermeiden von Lufteinschlüssen in der Klebeschicht herangezogen.

Tabelle 4.2: Darstellung optimierter Fertigungsverfahren und deren negative Aspekte

Methode	Hauptparameter	Beschreibung
Lösung (a) 	Konstante Klebschichtdicke Lokaler Lagenversatz Ausrichtung der Fügepartner	Dieses Fertigungsverfahren basiert auf der in Abb. 4.3 dargestellten Methodik, wobei anstelle eines einseitigen Vakuumaufbaus, die gefügten Probekörper in Vakuumfolie gehüllt von beiden Seiten kompaktiert werden. Durch Stahlstifte an den Schäftungen, kann die gewünschte Klebschichtdicke eingestellt werden. Außerdem ermöglicht eine korrekte Positionierung der Bohrungen das Vermeiden von vertikaler bzw. horizontaler Verschiebung der Fügepartner. Das in diesem Fall verwendete Vakuumsackverfahren stellt zudem eine gleichmäßige Druckverteilung von allen Seiten sicher. Mögliche Vorteile auf die Verringerung der Klebschichtdicke durch Eindrücken der Schäftspitze müssen durch weitere Untersuchungen belegt werden.
	Probleme:	Bei Abweichungen der Passstiftpositionen können Klebschichtdicke und Lagenversatz deutliche Toleranzen aufweisen.

<p>Lösung (b)</p> 	<p>Konstante Klebschichtdicke Vertikale Ausrichtung der Fügepartner</p>	<p>Bei dieser Methodik werden Stahlstifte zur Ausrichtung der Fügepartner in horizontaler Richtung verwendet. Das Fügeteil selbst wird mit Aufmaß gefertigt und anschließend an den jeweiligen Enden durch Stahlstifte mit der Grundplatte fixiert. Nach erfolgter Aushärtung im Autoklaven wird das Ende der Probekörper, an denen die Stahlstifte sitzen, mit einer Diamantsäge abgetrennt. Der Vakuumaufbau entspricht dem der Abb. 4.3. Im Gegensatz zu Lösung (a) wird der kritische Bereich einer Schäftverbindung nicht zusätzlich durch Bohrungen geschwächt. Mechanische Deformationen und lokale Hitzeentwicklung während des Bohrvorganges können vermieden werden.</p>
	<p>Probleme:</p>	<p>Neben den Nachteilen der einseitigen Krafteinwirkung durch den Vakuumaufbau, sind das Eindringen der Schäftspitze sowie die vertikale Verschiebung der Fügeteile besonders kritisch. Ebenso kommt es bei Positionierung der Bohrungen zu einer Überlagerung von Toleranzen. Während der Aushärtung dehnen sich Fügeteil und Werkzeugplatte unterschiedlich aus. Diese Längenänderung basiert auf unterschiedlichen Ausdehnungskoeffizienten, wodurch die horizontale Position und somit die Klebschichtdicke verändert wird. Der Fertigungsaufwand durch Herstellung hochpräziser Passbohrungen ist bei diesem Verfahren nicht zu vernachlässigen.</p>

<p>Lösung (c),</p>  <p>Lösung (d)</p> 	Konstante Klebschichtdicke	<p>Die Fertigungsmethoden (c) und (d) sind bezogen auf den Fertigungsaufbau gleich, unterscheiden sich jedoch durch die Art des verwendeten Deckbleches (Caul-plate). Als Grundplatte wird hierbei eine CFK-Werkzeugplatte mit gefrästen Taschen verwendet. Diese ermöglichen einen dehnungsarmen Anschlag gegen horizontale Verschiebung der Fügeteile. Ein Deckblech verhindert das Eindringen der Schäftspitze welches durch einseitige Druckbelastung hervorgerufen wird. Dieser Aufbau wird ebenso bei der Prepreg Fertigung verwendet (siehe Kapitel 5.1) Kavitäten in Deckblech und Werkzeugplatte können austretenden Klebstoff aufnehmen sodass ein vertikales Verschieben vermieden wird. Parallel gilt es den oben genannten Aufbau, jedoch mit Deckblech ohne Kavitäten zu untersuchen. Da die Werkzeugplatte ähnliche Wärmedehnungen erfährt, können dadurch bedingte Verschiebungen verhindert werden.</p>
	Probleme:	<p>Da während des Aushärtvorganges ein Vakuum von min. 0,5 mbar am Aufbau anliegt, sind Kavitäten an Deckblech und Werkzeugplatte ungeeignet. Der Grund hierfür liegt darin, dass der Filmklebstoff während der Fließphase durch Vakuum in Poren und Leerräume strömt und somit die für die Klebschichtdicke erforderliche Menge nicht mehr gegeben ist. Neben den aufgezeigten möglichen Fertigungsaufbauten bedarf es einer Variation der Trennmaterien zwischen Probe und Werkzeugplatte bzw. Vakuumsack. Weitere Untersuchungen zu den genannten Materialien erfolgen in Kapitel 5.3.</p>

4.4 Entwicklung von Bewertungskriterien

Zur Bewertung der vorgestellten optimierten Fertigungsverfahren (Tabelle 4.2) müssen negative als auch positive Aspekte hinsichtlich einer möglichen Umsetzung in Testreihen abgewogen werden. Besonders Auffällig bei allen Lösungen ist der Einfluss der Fertigungsmethodik auf die Klebschichtdicke. Diese variiert neben der Ausrichtung der Fügepartner, zudem durch lokale Deformationen der Schäftspitze.

Tabelle 4.3: Bewertungsmatrix potentiell geeigneter Fertigungsverfahren

Parameter	Lösung (a)	Lösung (b)	Lösung (c)	Lösung (d)
Konstante Klebschichtdicke	xxx	x	x	xx
Lokale Lagenposition	xx	x	xxx	xxx
Luft einschlüsse	xxx	xx	xx	xx
Ausrichtung der Fügepartner	xx	xx	xxx	xxx
Σ	10	6	9	10

Das Ergebnis der Bewertung aus Tabelle 4.3 zeigt, dass durch Lösung (a) bzw. Lösung (d) eine optimale Klebschichtdicke bei verbesserter Lagenausrichtung zu erreichen ist. In der Vergangenheit wurde hierbei ein ungefährender Wert von 0,13 mm angenommen. Dieser konnte bisher nicht eindeutig belegt werden, wodurch weitere Untersuchungen notwendig sind. Lösung (b) und (c) sind fertigungstechnisch sehr aufwendig zu fertigen, sodass Vorteile hinsichtlich exakter Lagenposition oder Ausrichtung der Fügepartner weniger gewichtend sind. Hierbei ist besonders die Fertigung der Deckblech bzw. Grundplatten Kavitäten zu nennen.

Im Folgenden Abschnitt der Arbeit werden die Verfahren (a) und (d) in ausgewählten Versuchen validiert und auf ihre Eignung hin überprüft. Um den Einfluss eines Vakuumsack -bzw. Vakuumaufbaus zu untersuchen werden zusätzlich Proben nach Methode 2 (Abb. 4.3) gefertigt.

5. Experimentelle Untersuchungen

Dieses Kapitel beschreibt die Untersuchung der optimierten Fertigungsverfahren unter realen Bedingungen. Da die Klebschichtdicke direkten Einfluss auf die Qualität einer Normprobe und somit auf das Fertigungsverfahren hat, werden verschiedene Parameter in Voruntersuchungen ermittelt. Anschließend werden mit den daraus gewonnenen Werten hinsichtlich optimaler Klebschichtdicken die Teilvalidierungen an Probentyp (a) und (d) bzw. Methode 2 durchgeführt.

5.1 Probenherstellung

Die Herstellung von Probekörper der Norm *AECMA EN6066* erfordert neben der Bereitstellung der Grundmaterialien wie z.B. Prepreg ebenso die Verwendung von Filmklebstoffen. In folgendem Kapitel sind die Arbeitsschritte zur Herstellung von Probekörper sowie der zu den Voruntersuchungen erforderlichen Ausgangsmaterialien beschrieben.

5.1.1 Laminat Hexcel HexPly 8552 AS4

Ausgangswerkstoff zur Herstellung von Probekörpern bildet das von der Firma *Hexcel* hergestellte Prepreg Laminat *HexPly 8552 AS4*. Diese Lamine bestehen aus einem mit Epoxid getränkten Kohlefaserrohmaterial, welches vorgeliert und anschließend tiefgefroren gelagert wird. Das Rohmaterial wird in unidirektionalen Gelegen geliefert und entsprechend dem geforderten Lagenaufbau zugeschnitten. Dem Hersteller zufolge ist zwischen zwei unterschiedlichen Lieferformen zu unterscheiden. Die Abkürzungen „AS4“ sowie „IM7“ beschreiben laut Datenblatt [16] unterschiedliche mechanische Eigenschaften der Werkstoffe. Da der Schwerpunkt dieser Arbeit auf die Fertigung der Probekörper beschränkt ist, sind diese, für statische Zugprüfungen benötigten Festigkeitskennwerte, nicht von Bedeutung.

Nach dem Zuschnitt der UD-Gelege mit einem automatischen Cutter, werden die Lagen entsprechend dem folgenden Aufbau zu einer Grundplatte zusammengeführt:

QI1 : [45, -45, 0, 0, 45, -45, 90, 90, 45, 0, -45, 90]_s

Die Bezeichnung des Aufbaus stammt aus vergangenen Untersuchungen des DLR. Aufgrund der symmetrischen Eigenschaften kann dieser quasiisotrop eingestellt werden. Für spätere mikroskopische Untersuchungen sind die enthaltenen 0°-Lagen im Laminat besonders wichtig. Optisch erscheinen diese als hellgraue Bereiche im Schliffbild wodurch die eigentliche Schichtdickenmessung erleichtert wird. Weitere Details hinsichtlich der Herstellung von Prepregplatten erfolgt in Abschnitt 5.1.3.

5.1.2 Klebstoff *Henkel Hysol EA9695 0.50NW*

Zur Herstellung von Reparaturklebungen wird der Filmklebstoff *Hysol EA9695 0.50NW* [17] verwendet. Dieser eignet sich besonders gut für die Verklebung von Strukturreparaturen (bzw. hard patch repair). Charakteristisch für den Klebstoff ist neben der geringen Aushärtetemperatur die einfache Verarbeitbarkeit. Der Klebstoff selbst wird in eine Art Vlies gebettet, welches das Fließen des Klebstoffes aus der Fuge reduziert. Je nach Anwendung erfolgt die Aushärtung unter Druck und Temperaturen zwischen 120°C und 177°C. Für Untersuchungen von Reparaturverbindungen wird im Rahmen dieser Arbeit eine Temperatur von 130°C über 2 Stunden konstant gehalten. Der Härteprozess erfolgt zusätzlich unter Autoklavbedingungen bei 3 bar Überdruck, wodurch ein Gesamtdruck (inkl. Vakuum) von 4 bar erreicht wird. Der zugehörige Zyklus ist in Diagramm 8.1.4 im Anhang beispielhaft dargestellt.

5.1.3 Fertigung der Probekörper

Der eigentlichen Fertigung der Probekörper vorrangingend werden im ersten Schritt Platten mit den Abmaßen 590x580 mm aus bereits genanntem Prepreg *HexPly 8552 AS4* gefertigt. Für eine bessere optische Sichtbarkeit der Klebschichtdicke durch Messung an den 0°-Lagen, wird der Aufbau QI1 verwendet. Der Zuschnitt einer Schicht erfolgt mit Hilfe eines automatischen Cutters³. Aus der Anzahl benötigter Lagen und deren Ausrichtung wird ein Muster mit geringstem Verschnitt generiert. Im Folgenden werden die einzelnen Lagen entsprechend der QI1 Sequenz aufeinander gelegt und mit einem Handroller kompaktiert. Die aktuelle Lagenausrichtung muss zu jedem Zeitpunkt überprüft und dokumentiert werden. Nach diesem Schritt wird das 24-lagige Laminat auf eine Trennfolie gelegt, umwickelt und durch eine mit Trennmittel versehene Aluminiumplatte abgedeckt. Dabei muss auf einen straffen Sitz der Trennfolie geachtet werden. Durch die Deckplatte wird eine plane Oberfläche erreicht und ermöglicht eine konstante Druckverteilung über der Fläche des Prepreg-Pakets. An jeder der vier Kanten der Platte werden Streifen aus Glasvlies-Roving (Abb. 5.1 oben) angebracht um eine Art Kanal für das Entweichen, der in den Lagen enthaltene Luft zu ermöglichen.

³ CNC gesteuerter, automatischer Schneidetisch

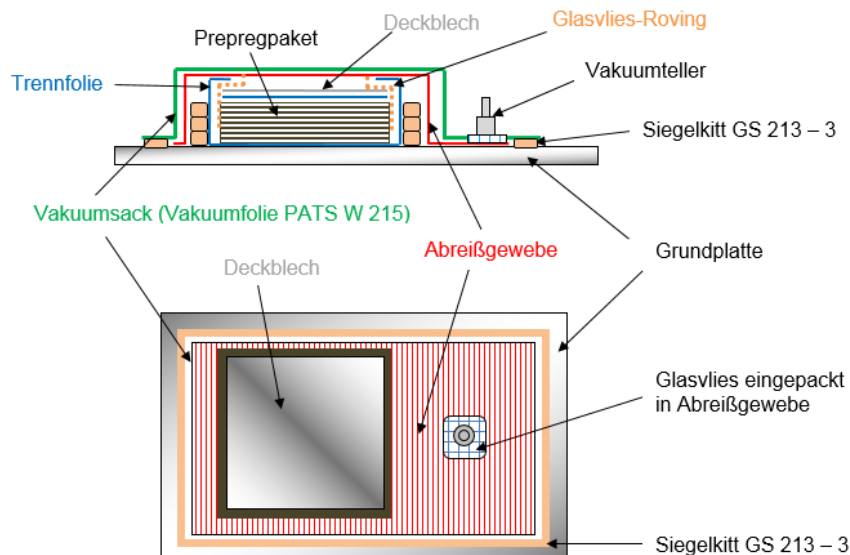


Abb. 5.1: Schematische Aufbau der Prepreg-Fertigung einer CFK-Platte (Draufsicht, unten und Seitenansicht, oben)

Wie in Abb. 5.1 dargestellt, wird das vorliegende Paket auf eine eingetrennte Werkzeugplatte aus Stahl gelegt und mit Siegelkitt umrahmt. Abschließend erfolgt das Anbringen des Vakuumaufbaus, welche durch eine Lage Abreißgewebe und Trennfolie von der eigentlichen Prepreg-Platte getrennt ist. Die somit erhaltene Vakuumtasche wird anschließend evakuiert, wobei ein Unterdruck von min. 0,5 mbar einzustellen ist. Die Aushärtung erfolgt unter Überdruck von 7 bar im Autoklaven. Nach einer Programmlaufzeit (siehe Anhang 8.1.5) von 6h bei 180°C wird das Lagenpaket entnommen und mit einer Diamantsäge an den Rändern besäumt.

Im nächsten Schritt erfolgt die Definition eines Zuschnitt Planes. Neben den ungeschäfteten Probekörpern für die Voruntersuchungen zur Klebschichtdicke (Kapitel 5.3), müssen die zu schäftenden Platten exakt auf Maß geschnitten. Die reale Plattendicke ist besonders wichtig für die richtige Positionierung des z-Nullpunktes durch die CNC Fräse. Für die gefertigte CFK-Platte wird bei einer Lagendicke $d = 0,125$ mm eine Laminatdicke $t = 3$ mm erwartet. Weicht die Geometrie nur geringfügig ab, können Schäftauslauf und Positionierung der Passstifte deutliche Toleranzen aufweisen (siehe hierzu Kapitel 5.4).

Zur Herstellung der an die Norm angelegten Schäftproben werden jeweils zwei Platten gleichem Maße zugeschnitten und mit Hilfe einer Mikrometerschraube die Dickenabweichung ermittelt. Sämtliche Werte müssen in das CAD-Programm CATIA zur Erstellung der Schäftgeometrie mit berücksichtigt werden. Dabei wird ein Winkel $\alpha = 2,862^\circ$ auf einer Schäftlänge von 60 mm eingestellt. Je nach Fertigungsaufbau (siehe Kapitel 4.4) ist die gewünschte Schichtdicke und damit die Position der Passstiftbohrung (Lösung (a) und Methode 2) bzw. Anschlagslänge (Lösung (d)) im Fräsprogramm zu berücksichtigen. Um eine exakte Fräskontur zu erreichen, werden die Grundplatten mit einem Anschlag bündig am Frästisch ausgerichtet.

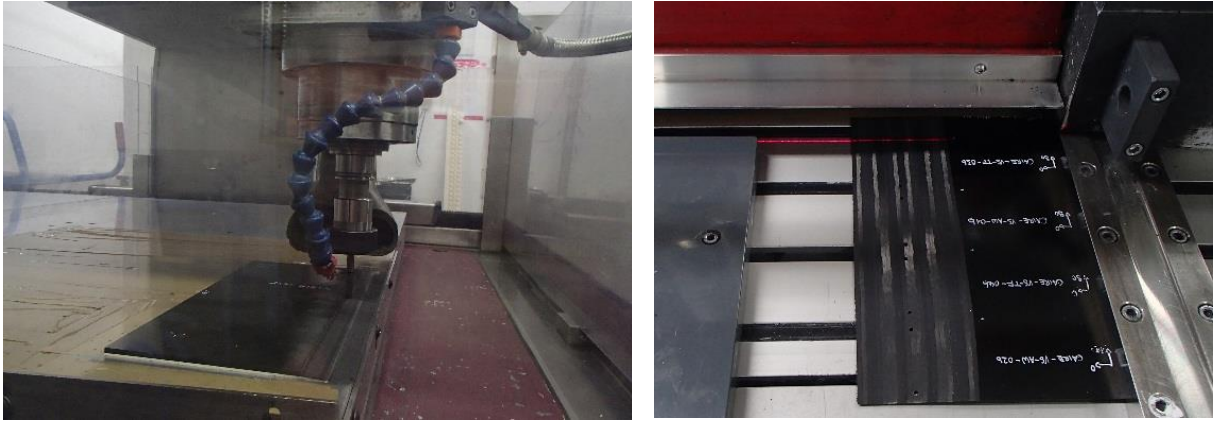


Abb. 5.2: Fräsen der Schäftungen (links) und Zuschnitt der Proben mit einer Diamantsäge (rechts)

Nach erfolgter Definition des Nullpunktes in x-, y-, z-Richtung wird das CFK-Material stufenweise (siehe Abb. 5.2) von unten nach oben abgetragen, d.h. von Schäftspitze zu Schäftwurzel. Für die spätere Passgenauigkeit der Fügepartner ist es wichtig die Ausläufe der Schäftungen möglichst kantenfrei zu gestalten. Für bestimmte Fertigungsverfahren müssen zusätzlich Passstiftbohrungen gesetzt werden. Hierzu wurde, bezüglich eines optimalen Bohrungsdurchmessers, eine gesonderte Studie durchgeführt, welche in Kapitel 5.2 näher erläutert ist. Der Zuschnitt der Probekörper erfolgt mit Hilfe einer Diamantsäge. Sämtliche Probehälften sind mit Breitenübermaß zu fertigen, d.h. nach der Verklebung müssen die Ränder nochmals besäumt werden, um definierte Schliffbilder zu erzeugen. Bei den Proben zur Validierung der Lösung (a) und Methode 2 muss ein zusätzlicher Besäumungsrand von 10mm vorgesehen werden. Weiter ist zu erwähnen, dass zur Herstellung der Schäftproben (siehe Kapitel 5.4.1) auf zwei verschiedenen Fräsanlagen gefertigt wird. Aufgrund von maschinellen Fertigungstoleranzen können Einflüsse in der Fügeteilgeometrie entstehen (siehe Kapitel 5.4)

Im Anschluss an den Probenzuschnitt erfolgt die Verklebung der Prüfkörper. Um eine optimale Haftung des Filmklebstoffes zu erreichen, sind sämtliche Klebeflächen mit Aceton zu reinigen. Die eigentliche Fügechnik der Prüfkörper ist abhängig von den zu untersuchenden Fertigungsverfahren:

Verstiftung der Probehälften (Lösung (a) und Methode 2)

- Fügepartner 1 auf glatten Untergrund legen
- Filmklebstoff *Hysol EN6066 0.50NW* entsprechend der Schäftfläche zuschneiden
- Eine Seite der Trennfolie ablösen und Klebefilm bündig an Fügefläche andrücken
- Fügepartner 2 auf glatten Untergrund positionieren und Passstift in Bohrloch einsetzen (gegebenenfalls Bohrung mit 2,0 mm Bohrer händisch aufreiben)
- Zweite Trennfolie des Klebstoffes ablösen und Fügeteil 1 mit Fügeteil 2 verbinden (Passstifte müssen die Klebeschicht durchstoßen)

Anschließend erfolgt die Auswahl der Fertigungsmaterialien entsprechend der Versuchsaufbauten. Hierzu zählt die Umwicklung der Probe mit Abreißgewebe, Trennfolie sowie Lochfolie (Voruntersuchungen).

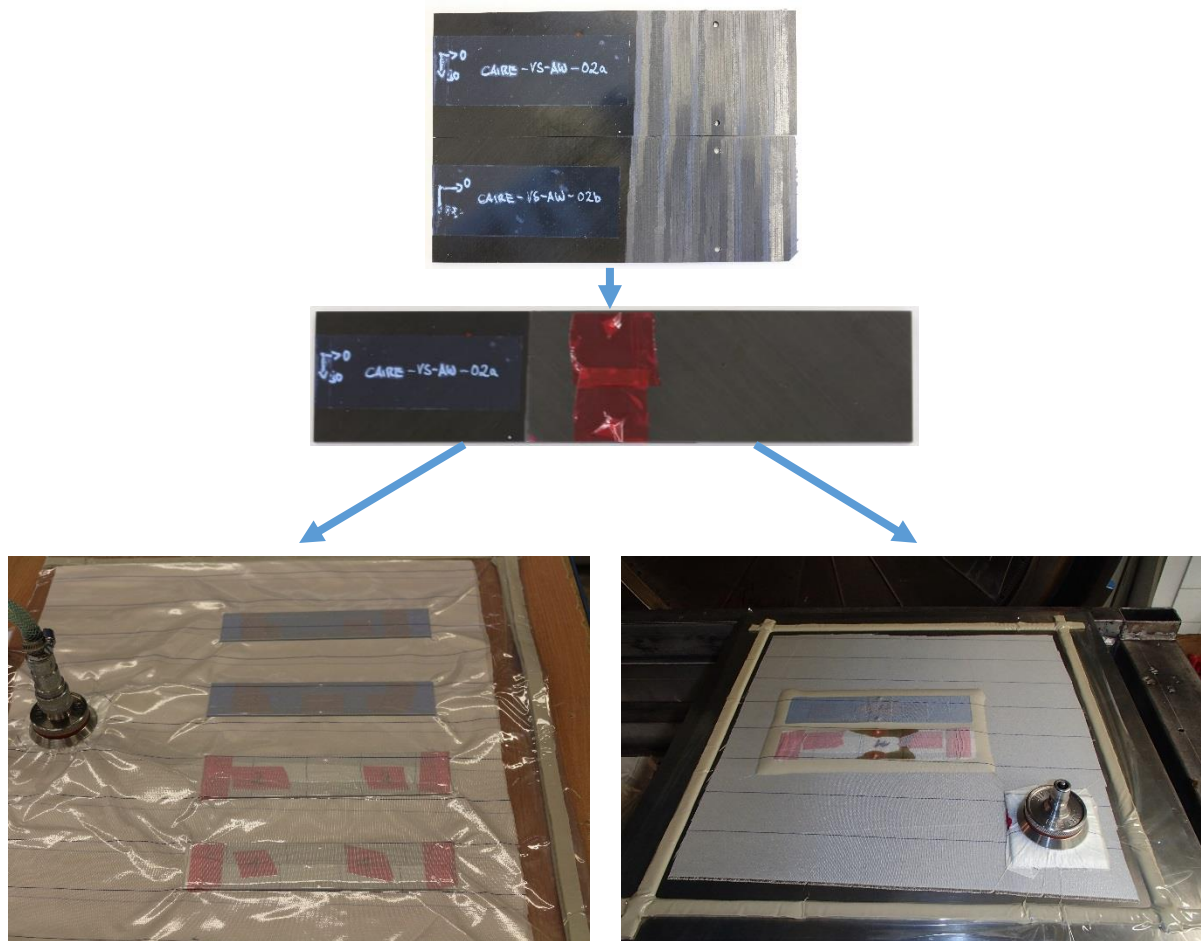


Abb. 5.3: Herstellung verstifteter Schäftproben bei Variation der Fertigungsverfahren (links Vakuumsack, rechts Vakuumaufbau). Die Proben werden, entsprechend dem Versuchsaufbau in Abreißgewebe oder Trennfolie gepackt.

Das in Abb. 5.3 dargestellte Schema beschreibt die Arbeitsschritte vom Zuschnitt der Fügepartner bis hin zu den Fertigungsaufbauten für die Autoklavhärtung. Besonders hervorzuheben ist dabei die faltenfreie Positionierung der Vakuumfolie an den Probenoberflächen. Zusätzlich wird eine Lage Abreißgewebe zwischen Probe und Folie gelegt. Diese ermöglicht eine vollständige Evakuierung der Hohlräume.

Freies Verkleben mit Anschlägen (Lösung (d))

- Fügepartner 1 entsprechend der Klebschichtdicke (60 μm oder 125 μm) in Frästasche einlegen
- Filmklebstoff Hysol EN6066 0.50NW entsprechend der Schäftfläche zuschneiden
- Entfernen der Trennfolie und Andrücken Klebefläche von Fügepartner 1

- Fügepartner 2 bis an den äußersten Anschlag drücken und mit Fügepartner 1 verbinden
- Verklebte Prüfkörper entnehmen und entsprechend der Versuchsaufbauten mit Abreißgewebe, Trennfolie oder Caul-Plate versehen (nur im Bereich der Schäftung anbringen, da die Länge der Tasche die Klebschichtdicke einstellt)

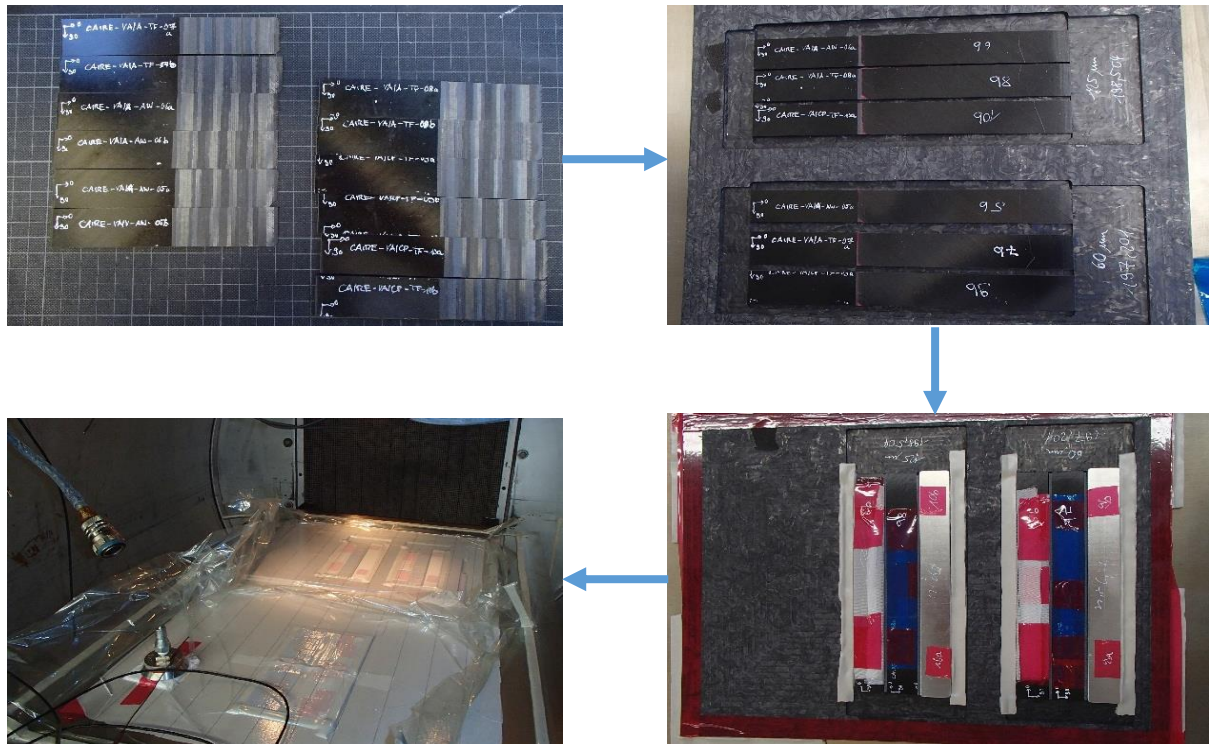


Abb. 5.4: Herstellung von Probekörper unterschiedlicher Schichtdicken zur Verifizierung der Lösung (d). Als Grundplatte wird eine CFK-Platte mit gefrästen Anschlägen verwendet.

Bei dieser Klebetechnik sind die Fügepartner und die dabei eingestellte Klebschichtdicke nicht durch Passstifte fixiert sondern mit Hilfe von Anschlägen aus CFK in Position gehalten. Zur Einstellung der gewünschten Klebschichtdicken werden mit Hilfe einer CNC-Fräse Taschen von 1,5 mm Tiefe in das Material gefräst. Zusätzliches Siegelkitt an den Rändern der Tasche verhindert ein gegenseitiges Verschieben der Prüfkörper. Zwischen den Probekörper dienen Abstandshalter aus Kunststoff mit einer Breite von 2 mm als Barriere für das seitliche Austreten des Filmklebstoffes während der Aushärtung. Als Fertigungsaufbau wird wie in Abb. 5.4 dargestellt, ein Vakuumaufbau gewählt.

Nach der Aushärtung werden die Probekörper entformt und mit Hilfe einer Diamantsäge Schlibfbilder erzeugt. Ein zusätzliches Polieren der Schnittfläche mit Schleifpapier (800/1000 Körnung) ermöglicht das Entfernen von Sägeblattspuren auf der Oberfläche. Zur Auswertung erzeugten Schlibfbilder werden die Proben mit Hilfe des Mikroskops *Keyence VHX-1000* und einem Objektiv *VH-Z20* ausgewertet. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen werden in den Kapiteln 5.3 beschrieben.

5.2 Voruntersuchung zur Auswahl der optimalen Passstiftbohrung

Wie bereits aus der Schwachstellenanalyse bekannt ist, werden bei Fertigungsmethode 2 und Lösung (a) Passstifte zur Ausrichtung und Einstellung der gewünschten Klebschichtdicken verwendet. Aus den Ergebnissen von *Dietsch* ist bekannt, dass neben der exakten Bohrposition ebenso die Auswahl geeigneter Bohrungsdurchmessers für einen spielfreien Sitz der Stifte wichtig ist. Die in dieser Arbeit verwendeten Passstifte haben einen Durchmesser von 1,95 mm bei einer Länge von 6 mm.

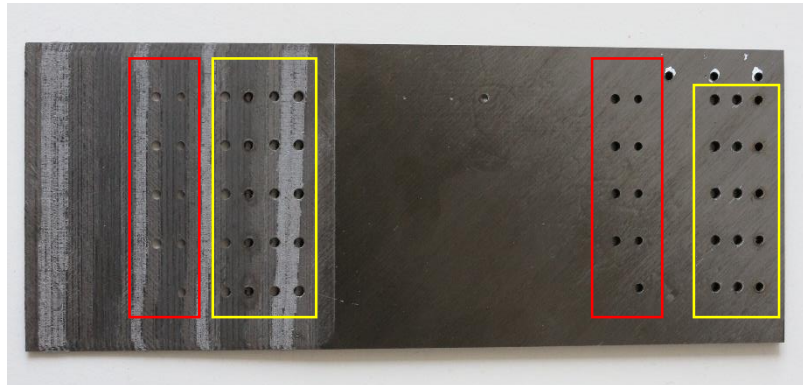


Abb. 5.5: CFK-Platte zur Untersuchung von Vorschub und Drehzahl auf die Passgenauigkeit der Passstifte. Variiert wird zwischen Spiralbohrer (gelb) und Zirkularfräser (rot) unterschiedlicher Durchmesser

Zur Identifikation der Toleranzbereiche dient wie in Abb. 5.5 dargestellt, eine Probeplatte aus Laminat des Aufbaues QI1 (siehe Kapitel 5.1). Mit Hilfe eines CAD-Programms werden Schäftung und Bohr-/Fräspositionen definiert. Unterschieden wird zwischen Bohrungen auf ebener Fläche bzw. im Bereich einer Schäftung (1:20). Die im Rahmen der Untersuchung verwendeten Spiralbohrer mit Durchmessern von 1,9-2,1 mm (Schrittweite 1/10) werden CNC gesteuert an die Bohrposition geführt. Mit Hilfe eines Zirkularfräasers (\varnothing 1 mm) sind Bohrungen mit Durchmessern von 1,8-2,2 mm (im 5/100 Bereich) herzustellen.

Die Auswertung zeigt, dass Bohrungen welche durch Spiralbohrer hergestellt werden, stark von der Spindeldrehzahl abhängig sind. Zur Vermessung der tatsächlich erreichten Bohrungsdurchmesser wird die Probeplatte mit einem Mikroskop der Marke *Keyence VHX-1000* bei 100-facher Vergrößerung vermessen. Besonders auffällig ist, dass je kleiner die Drehzahl der Spindel, desto geringer der Toleranzbereich zwischen Soll- und Istwert vorliegt. Bei Drehzahlen von >10000 U/min führt die entstehende Reibung zu Hitze- bzw. Rauchentwicklung an der Bohrstelle. Der Vorschub $F = 30$ mm/min bleibt dabei konstant.

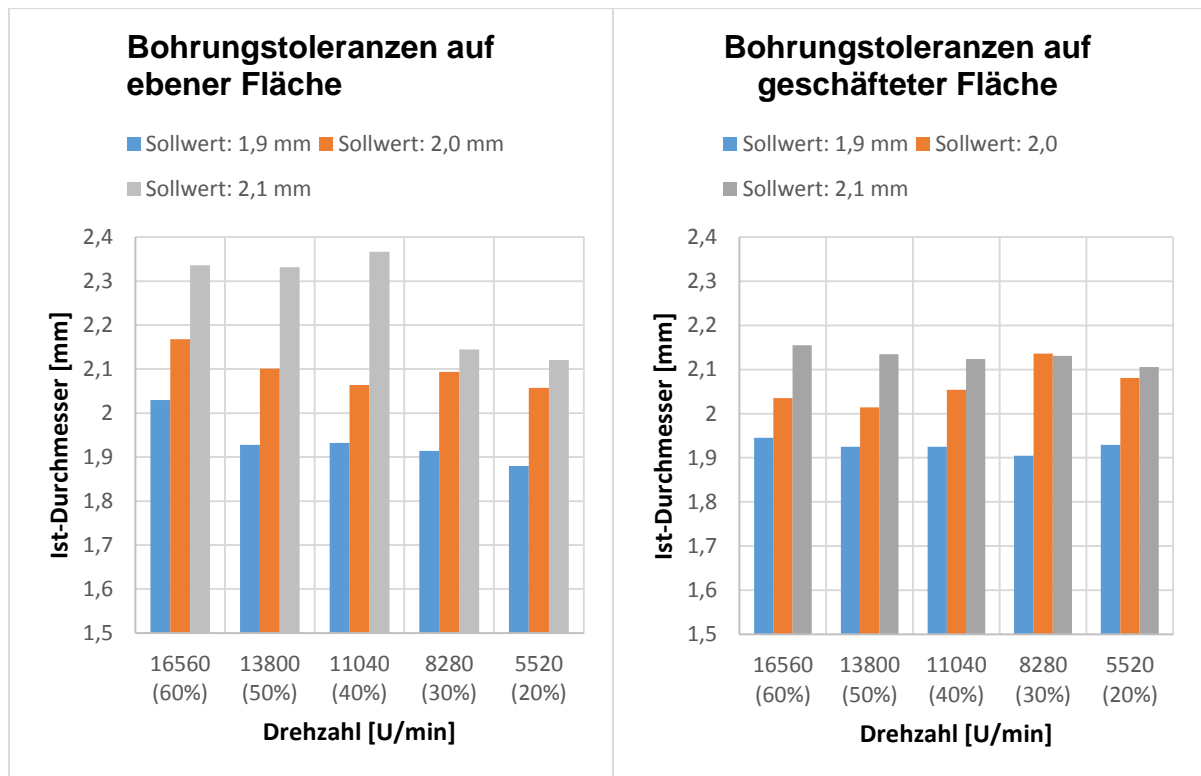


Abb. 5.6: Verlauf der Bohrungstoleranzen in Abhängigkeit der Drehzahl. Unterschieden wird zwischen Bohrungen auf ebener Fläche (links) sowie geschäfteten Flächen (rechts)

Die in Abb. 5.6 dargestellten Diagramme, zeigen die erreichten Istwerte der Durchmesser in Abhängigkeit von der reduzierten Drehzahl (in % von 27600 U/min). Auf ebener Oberfläche konnten dabei Abweichungen von max. 1/10 ermittelt werden. Hierbei sind die Bohrungen mit \varnothing 2,1 mm zu nennen. Diese unterscheiden sich deutlich zwischen den gemessenen Werten auf ebener bzw. geschäfteter Oberflächen. Bohrungen von \varnothing 1,9-2,0 mm zeigen geringe Abweichungen zwischen den untersuchten Oberflächen. An den Bohrungen im Schäftbereich halbieren sich die ermittelten Werte nochmals auf max. 5/100. Eine schematische Darstellung der ermittelten Werte ist in Anhang 8.1.3 dargestellt.

Im Vergleich zu gewöhnlichen Bohrungen, wird der verwendete Zirkularfräser mit einer konstanten Drehzahl von 16560 U/min betrieben. Während des Vorganges werden die geforderten Löcher durch Stufenweisen, rotierenden Abtrag des Materials hergestellt. Abweichungen von den Sollwerten sind besonders im Bereich der Schäftung auffällig. Die gemessenen Werte weichen bis zu 1/10 von der geforderten Sollgröße ab. Verantwortlich hierfür ist die geringe Steifigkeit des Fräskopfes. Durch den rotierenden Abtrag können besonders die hohen Schnittkräfte beim Eintauchen in die Schräge der Schäftung zu Verbiegung und daraus resultierende Ungenauigkeiten führen.

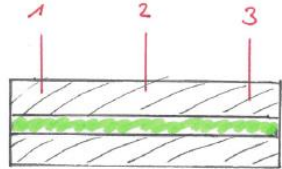
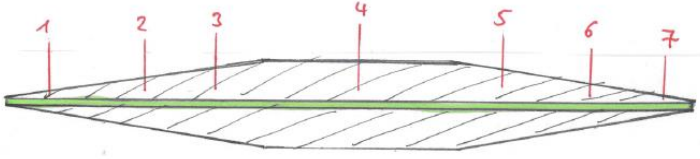
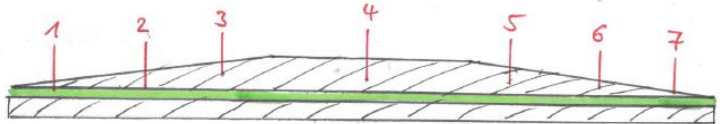
Die Ergebnisse dieser Studie zeigen, dass Bohrungen mit Spiralbohrern deutlich einfacher in der Herstellung sind und zudem die Genauigkeit der Passstiftposition im Bereich der Schäftung verbessert wird. Bei Verwendung von Bohrungen von 2 mm Durchmesser bei einer Drehzahl von 5520 U/min sind folglich die geringsten Toleranzen zu erreichen.

5.3 Voruntersuchungen zur Klebschichtdicke

Um ein besseres Verständnis zwischen einzustellender Schichtdicke einer Schäftverbindung sowie den damit verbundenen Fertigungseinflüssen von CFK-Schäftproben zu erlangen, werden systematische Voruntersuchen hinsichtlich idealer Klebschichtdicken durchgeführt.

Ziel dabei ist, die geometrischen sowie materiellen Einflüsse während des Fertigungsprozesses herauszuarbeiten. Hierzu zählt die Variation möglicher Fertigungsmaterialien, wie z.B. Abreißgewebe, Trenn- und Lochfolie, welche Einfluss auf die Klebschichtdicke haben. Als weiteren Schwerpunkt sollen die Steifigkeitseinflüsse der Schäftspitzen betrachtet werden. Hierzu kommen unterschiedliche Probekörper zum Einsatz:

Tabelle 5.1: Geometrie und Messpunkte (rot) der Probekörper zur Untersuchung der Einflüsse von Fertigungsaufbau und Geometrie auf die Klebschichtdicke

Prob. Nr.	Abmessungen/ Schäftverhältnis [LxBxH] in mm	Probentyp (1 bis 3)
CAIRE-04 ... CAIRE-12	50x50x6	
CAIRE-01 ... CAIRE-03	160x30x6 1:20	
CAIRE-13 ... CAIRE-15	160x30x6 1:20	

Im Rahmen eines ersten Versuchsdurchlaufes wurden auf Grundlage der in Tabelle 5.1 dargestellten Probentypen verschiedene Fertigungsverfahren untersucht. Im ersten Durchgang

wurden hierbei Lamine verwendet, welche nicht dem gewünschten Lagenaufbau QI1 entsprechen. Dies hat erhebliche Ungenauigkeiten in der Schichtdickenmessung zur Folge. Für geschäftete Probenhälften wurde Laminat unbekannten Aufbaus bzw. Gewebelaminat mit einer Dicke von 3 mm verwendet. Nach der Fertigung werden die Proben mit einer Diamantsäge in Probekörper mit einer Breite $b = 10$ mm gesägt. Durch zusätzliches Anschleifen der Schnittflächen mit Schleifpapier der Körnung 800/1000 wird die Oberflächenqualität erheblich gesteigert. Zur Verifikation der Schichtdicke bzw. Klebschichtqualität in Abhängigkeit des Fertigungsverfahrens werden mit Hilfe eines Auflichtmikroskops der Marke *Keyence VHX-1000* Messungen durchgeführt. Das verwendete Objektiv Z20 ermöglicht eine max. Vergrößerung von x200. Aus Gründen der Messgenauigkeit, wird bei den ermittelten Schichtdicken auf die Angabe von Nachkommastellen verzichtet.

Tabelle 5.2: Übersicht der zur Untersuchung der Klebschichtdicke verwendeten Werte

Bezeichnung	Probenlänge [mm]	Probenbreite [mm]	Gemittelte Schichtdicke \bar{t}_k	Standardabweichung s
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2,862-01	150	10	52	12
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-LF-S2,862-02	150	10	66	11
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2,862-03	150	10	148	28
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-LF-S0-04	50	20	63	6
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S0-05	50	20	65	8
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S0-06	50	20	121	11
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-LF-S0-07	50	20	59	6
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-AW-S0-08	50	20	56	6
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-TF-S0-09	50	20	72	7
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-PP-S0-10	50	20	70	16
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-LF/CP-S0-11	50	20	55	7
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-CP-S0-12	50	20	47	10
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-LF-S2,862-13	160	10	102	58
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-AW-S2,862-14	160	10	60	12
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-TF-S2,862-15	160	10	135	101

Um vergleichbare Ergebnisse für spätere Probekörper der Norm EN6066 zu erhalten, werden die verwendeten Laminatmaterialien aus dem Lagenaufbau QI1 (siehe Kapitel 5.1) gewählt und entsprechend Grundplatten mit glatter Oberfläche (Caul-plate) gefertigt. Bei Verwendung von Abreißgewebeoberflächen entstehen aufgrund der Erhöhungen und Senken ungleichförmige Fugekanten. Eine exakte Klebschicht kann somit nur mit großen Messtoleranzen ermittelt werden. Die Geometrie der Probekörper ist auf die möglichen Fertigungsparameter angelehnt. Die Herstellung erfolgt nach den in Tabelle 5.1 sowie Tabelle 5.2 dargestellten Anordnungen

mit paralleler Verklebung (1), beidseitiger Schäftung (2) und einseitiger Schäftung mit paralleler Gegenplatte. Sämtliche Probentypen bestehen aus jeweils zwei Probenhälften, welche unter Beachtung der Lagenrichtung $0^\circ/90^\circ$ entsprechend ausgerichtet und mit Filmklebstoff verklebt werden. Die Abhängigkeit der Klebschichtdicke von Aufbau und Material können mit Probentyp 1 validiert werden. Durch das im Vergleich zu den geschäfteten Proben vergrößertes Abmaß ergeben sich weniger Randeffekte durch austretenden Klebstoff. Typ 2 und 3 dienen zur Untersuchung der Steifigkeit der Schäftspitze und die damit verbundene mögliche Verringerung der Klebschichtdicke an den Rändern der Fügung (Pos.1 und Pos.7). Im Allgemeinen erfolgt die Fertigung der Probekörper nach bekanntem Verfahren aus Kapitel 5.1.

5.3.1 Ergebnisse zur Untersuchung der Klebschichtdicke

Die mikroskopische Auswertung der Probentypen (1-3) zeigt deutliche Variationen der Klebschichtdicken in Abhängigkeit der verwendeten Materialien, Fertigungsaufbauten sowie mechanische Zusammenhänge (Steifigkeit der Schäftspitze). Zur Vereinfachung werden die Probenbezeichnungen auf CAIRE-xx-yy (xx ist hierbei das Fertigungsmaterial bzw. yy eine fortlaufende Nummer) beschränkt.

Steifigkeitseinflüsse der Schäftspitze auf die Klebschichtdicke

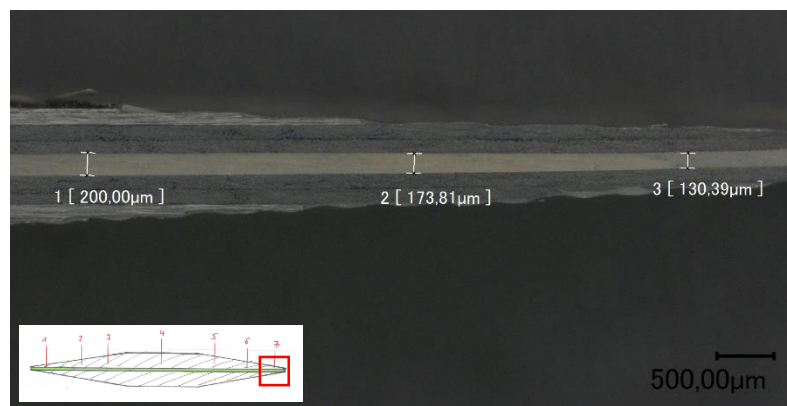


Abb. 5.7: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-TF-03 (Pos.7)

Die Probentypen 2 und 3 zeigen deutliche Unterschiede in der Variation der Klebschichtdicke bzgl. der Steifigkeit an den Schäftspitzen. Durch die verringerte Steifigkeit der doppelt geschäfteten Proben CAIRE 01/02/03 wird Klebstoff im Bereich der Schäftspitze aus der Fügung gedrückt. Abb. 5.7 zeigt dabei, einen mit Trennfolie und Vakuumsack gefertigten Probekörper.

Bei einseitig geschäfteten Probekörpern CAIRE 13/14/15 wird dieser Effekt durch den eigentlichen Fertigungsaufbau beeinflusst. Bei einseitigen Vakuumaufbauten ist die Druckverteilung über der Probe nicht symmetrisch ausgeprägt, sodass besonders die Schäftspitzen deformiert werden. Durch die einseitige Druckbelastung wird eine deutlich geringere Schichtdicke an den

Schäftspitzen erwartet. Anders als bei Proben typ 2 steigt die Klebschichtdicke von der Mitte gesehen sehr stark an und erreicht an den Schäftspitzen ihr Maximum.

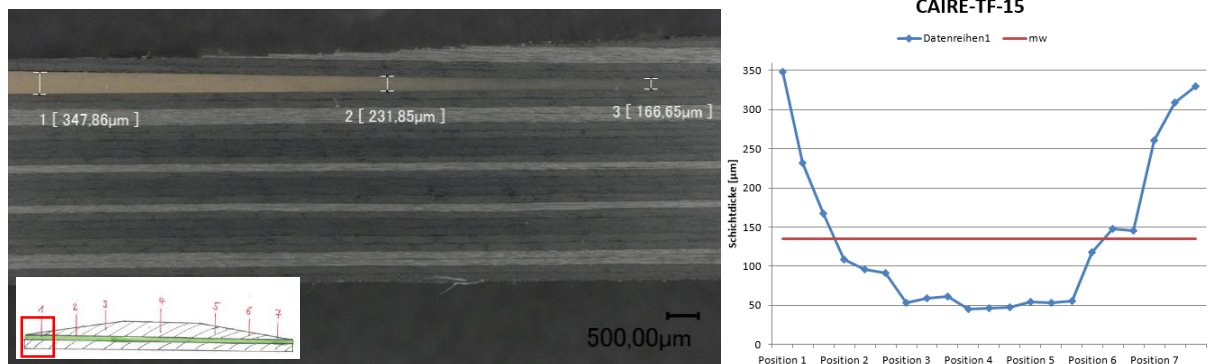


Abb. 5.8: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-TF-15 (links). Erkennbar ist die Aufdickung der Klebschicht an den Schäftspitzen der Probe. Das Diagramm (rechts) zeigt stark schwankende Schichtdickenverläufe in Abhängigkeit der Messposition.

Die zu erreichenden Schichtdicken können dabei bis zu 348 µm betragen, welche im Vergleich zu den, an den Positionen 3-5 gemessenen Werten, um das 3-fache abweichen. Aufgrund der stark schwankenden Variation der Schichtdicken werden dabei Standardabweichungen von 101 µm erreicht. Der Grund liegt in den mechanischen Vorgängen während des Härteprozess des Filmklebstoffes sowie der Fügeiteilgeometrie

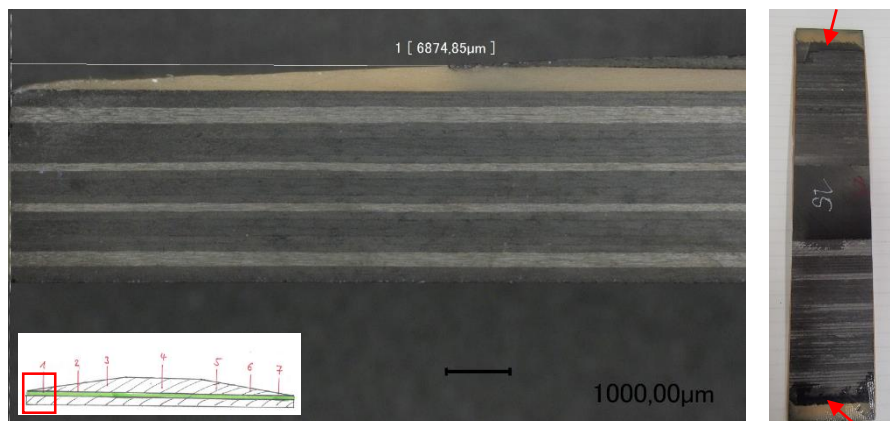


Abb. 5.9: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-Tf-15, Pos.1 mit verkürztem Schäftbereich (links)

Wie in Abb. 5.9 zu erkennen ist, sind die geschäfteten Fügeiteile der Proben CAIRE-13 bis CAIRE-15 auf Untermaß gefertigt. Ein bündiges Anliegen der Schäftspitze an den Enden der horizontalen Fügeiteils ist somit nicht mehr gegeben. Da die Probe CAIRE-TF-15 mit Trennfolie umwickelt ist, kann kein Klebstoff die Fügezone verlassen. Sobald sich der Klebefilm verflüssigt hat, drückt die anliegende Vakuumfolie den austretenden Klebstoff zurück in die Klebefuge der Schäftspitzen. Diese werden durch die geringe Steifigkeit angehoben. Wie bereits erwähnt, kann das Umwickeln der Probe mit Trennfolie ein Austreten des Filmklebstoffes verhindern.

Anders hingegen verhalten sich Proben, welche mit Abreißgewebe umwickelt sind. Abreißgewebe ist im Gegensatz zu Trennfolie sehr gut luftdurchlässig und besitzt eine ausgezeichnete Kapillarwirkung. Dieser Effekt zeigt sich besonders an den Proben CAIRE-LF-13 und CAIRE-AW-14. Auch hier sind die Schäftungen nicht bündig gefertigt sodass Klebstoff unter die Schäftspitze gepresst würde.

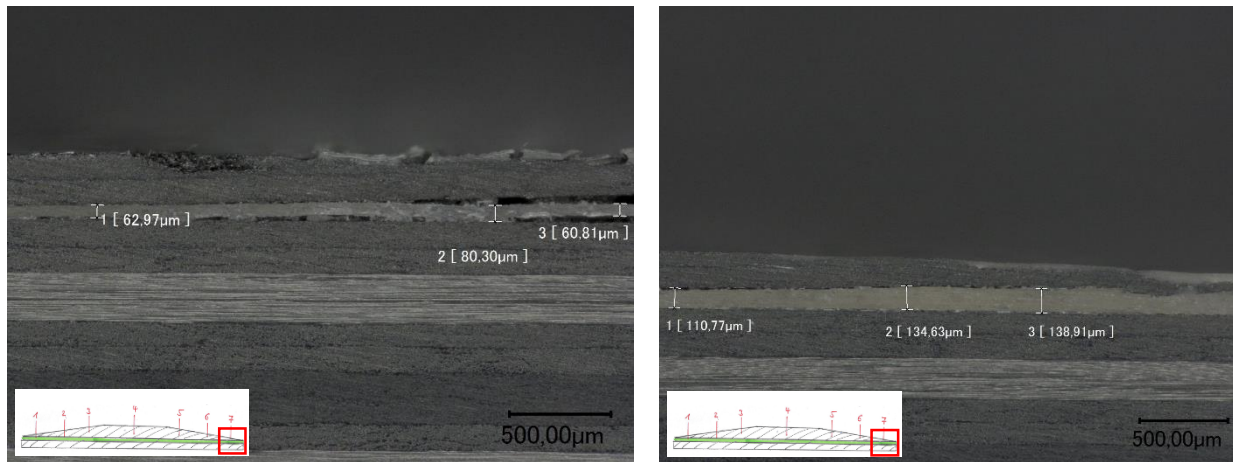


Abb. 5.10: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-AW-14, Pos.7 (links) und Probe CAIRE-LF-13, Pos.7 (rechts)

Die Auswertung, der in Abb. 5.10 dargestellten Proben zeigt jedoch deutliche Unterschiede in den Schichtdicken bzw. Standartabweichungen. Probe CAIRE-AW-14 hat eine mittlere Schichtdicke von 60 µm bei einer geringen Standartabweichung von 12 µm. Anders als bei Probe CAIRE-TF-15 verhindert das Abreißgewebe die lokale Klebstoffansammlung in Bereichen der Schäftspitze, es wirkt also ausgleichend auf die Klebschicht. Durch Verwendung von Lochfolie, wie bei Probe CAIRE-LF-13, sind diese Phänomene weniger stark ausgeprägt, wodurch eine mittlere Schichtdicke von 102 µm zu messen ist. Die erhöhte Standartabweichung von 58 µm lässt auf eine geringere Kapillarwirkung der Lochfolie schließen. Der in Abb. 5.10 dargestellte Querschnitt (rechtes Bild), zeigt Klebstoffansammlung am Rande der Schäftung.

Einflüsse durch Fertigungsmaterialien (Abreißgewebe, Lochfolie, Trennfolie)

Wie bereits erwähnt, können Materialien wie Abreißgewebe, Lochfolie und Trennfolie erheblichen Einfluss auf die Klebschichtdicke nehmen. Dieser Zusammenhang spiegelt sich in den Proben CAIRE-01/02/03 wieder. Bei Probe CAIRE-AW-01 stellt sich eine mittlere Schichtdicke von 52 µm bei einer Standartabweichung von 12 µm ein. Dabei bewirkt die Umwicklung mit Abreißgewebe eine annähernd konstante Klebschichtverteilung. Dies zeigt ebenso die Probe CAIRE-AW-14. Daraus lässt sich schließen, dass mit Abreißgewebeaufbau eine Art Minimum in der Schichtdicke einzustellen ist. Die Verwendung von Lochfolie liefert dabei mittlere

Schichtdicken die bei CAIRE-LF-02 bei 66 μm liegen. Aufgrund der geringeren Kapillarwirkung kann folglich weniger Klebstoff austreten.

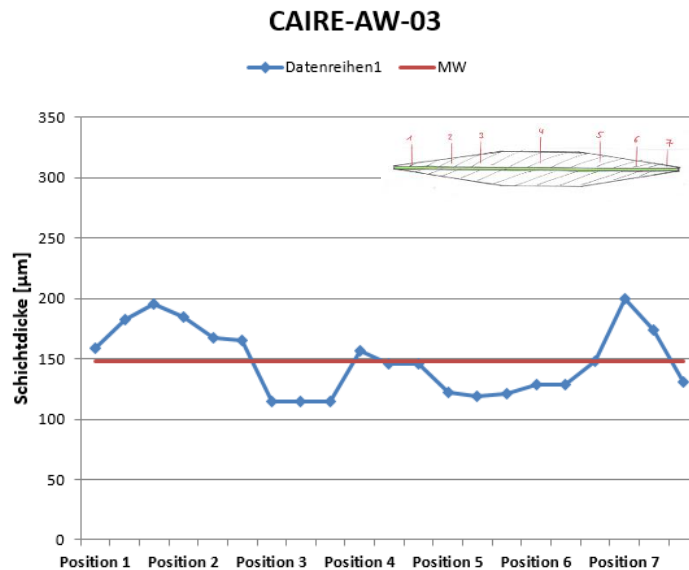


Abb. 5.11: Schichtdickenverteilung an der Probe CAIRE-AW-03

Bei der in Abb. 5.11 dargestellten, doppelt geschäfteten Probe CAIRE-AW-03 sind die Einflüsse durch verwendete Trennfolie besonders charakteristisch. Neben der Verringerung der Schichtdicke an den Schäftspitzen (Steifigkeiten), wird ein stark schwankender Schichtdickenverlauf deutlich. Durch den von allen Seiten anliegenden Überdruck (Fertigung mit Vakuumsack) kann der Klebstoff, behindert durch die Trennfolie an manchen Stellen stärker austreten. Dieser Effekt ist abhängig von der exakten Anbringung der Trennfolie. Bilden sich, verursacht durch Falten, lokale Hohlräume (Falten in der Trennfolie), werden diese während der Aushärtung durch austretenden Klebstoff gefüllt. Dem zur Folge nimmt lokal die Schichtdicke ab.

Einfluss auf die Klebschichtdicke durch Variation der Fertigungsaufbauten

Wie bereits bei den geschäfteten Prüfkörpern deutlich wurde, sind Fertigungsaufbauten hauptverantwortlich für das Einstellen einer definierten Klebschichtdicke. Dieses Problem tritt jedoch nur in Kombination mit Geometrien geringerer Steifigkeit auf, wie z.B. an Schäftungen. Parallel verklebte CFK-Platten wie Proben CAIRE-LF-04 bis CAIRE-CP-12 sind diese Phänomene nur geringfügig ausgeprägt. Am Größten ist der Einfluss bei Fertigung mit Trennfolie wie z.B. bei Probe CAIRE-TF-09 zu sehen. Diese weist eine mittlere Schichtdicke von 72 μm bei einer geringen Standardabweichungen von 7 μm auf. Im Vergleich zu Probe CAIRE-TF-06 (120 μm) liegt dieser Wert deutlich unter dem für Trennfolie üblichen Schichtdicken.

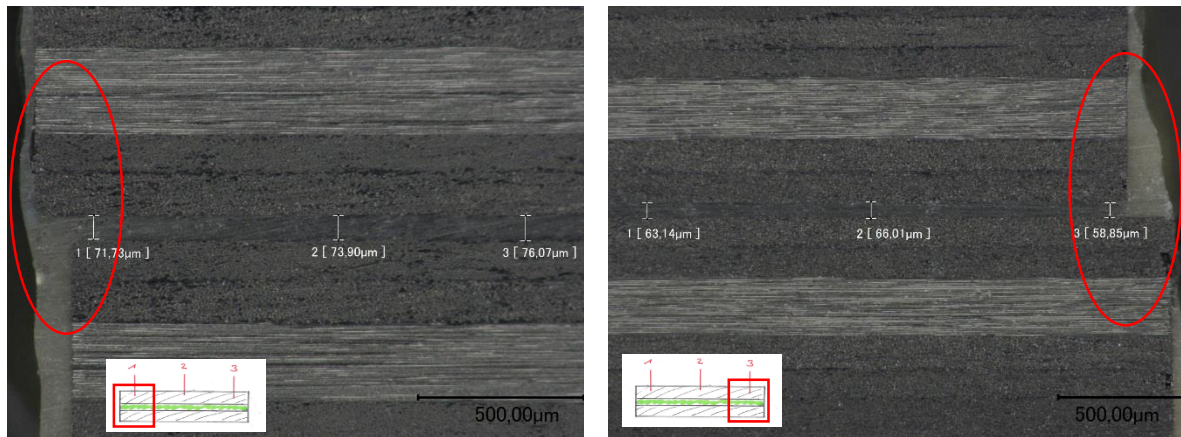


Abb. 5.12: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-TF-09. Dargestellt sind die Klebstoffansammlung (roter Kreis) an den Austrittskanten (Position 1 (linkes Bild) und Position 3 (rechtes Bild))

Die Ursache liegt in der Geometrie der Probekörper. Da die die Fügepartner während der Aushärtung in horizontaler Richtung nicht arretiert sind, kann es wie in Abb. 5.12 dargestellt zu einer geringfügigen Verschiebung der Fügepartner kommen. Durch die dadurch entstehende Kante und gleichzeitiger Umwicklung mit einer Trennfolie bilden sich Hohlräume in den Randbereichen der Probe. Die Funktion der Trennfolie, d.h. die Behinderung des Klebstoffaustritts in diesen Bereichen, ist nun nicht mehr gegeben. Die Einflüsse des Vakuumaufbaus lassen sich außerdem in den Schichtdicken der Proben CAIRE-LF-07 und CAIRE-AW-08 belegen. Wie bereits bekannt ist, werden durch Abreißgewebe und Lochfolie deutlich geringere Schichtdicken als mit Trennfolie erreicht. Die mittleren Schichtdicken beider Proben liegen zwischen 56 µm (AW) und 59 µm (LF). Durch den einseitigen Aufbau verursacht, sind diese Werte um ca. 20 % niedriger als bei den Vergleichsproben (CAIRE-LF-04 und CAIRE-AW-05), welche unter Vakuumsack gefertigt werden. Hierbei sind mittlere Schichtdicken von 63 µm (LF) und 65 µm (AW) zu messen. Geringe Standartabweichungen von 6-8 µm lassen auf eine konstante Dickenverteilung schließen.

Neben der Variation zwischen Vakuumsack und Vakuumaufbau, konnten in Proben CAIRE 10-12 zusätzliche Fertigungseinflüsse untersucht werden. Die mikroskopischen Auswertungen zeigen, dass die Verwendung von Prepreg-Aufbau, und zusätzliches Anbringen eines Caul-Plates keinen Einfluss auf die Klebschichtdicke haben. Besonders auffällig ist, dass die erreichten Schichtdicken sich mit den jeweiligen Proben des verwendeten Fertigungsmaterials sehr ähnlich sind. Die mittlere Klebschichtdicke der Probe CAIRE-PP-10 (70 µm) gleicht sich mit der Probe CAIRE-TF-09 ab. Beide Proben sind während der Aushärtung mit Trennfolie umwickelt.

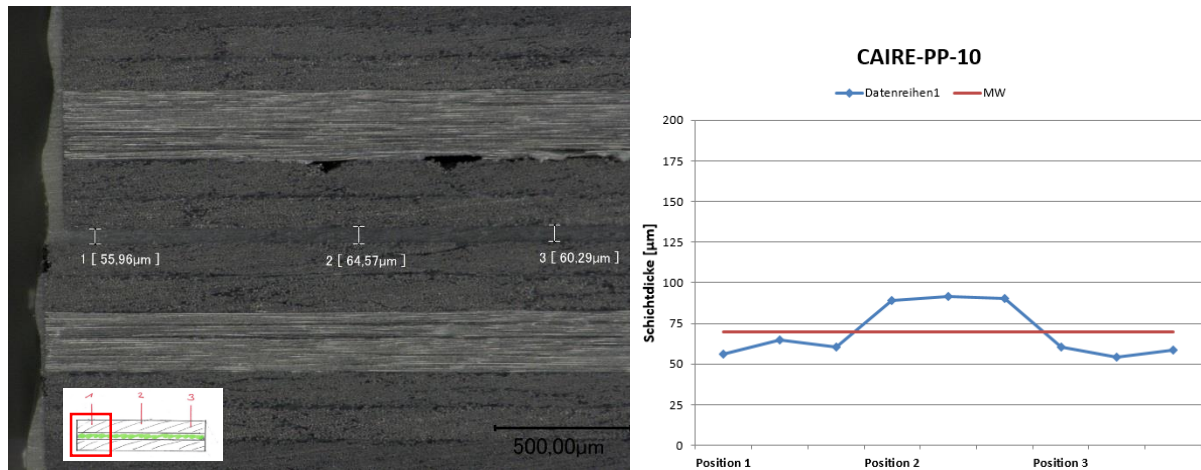


Abb. 5.13: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-PP-10 sowie Schichtdickenverlauf in Abhängigkeit der Messposition

Probe CAIRE-PP-10 ist zusätzlich mit Glasfaser-Rovings sowie Caul-Plate versehen, wodurch die Klebschicht an den Rändern deutlich absinkt. Dieser Verlauf wird in Abb. 5.13 deutlich. Zusätzlich verschieben sich die Probefaltn horizontal zueinander wodurch Klebstoff verstärkt austreten kann. Der konkrete Einfluss durch Anbringen von Rovings konnte nicht gezeigt werden. Bei den Aufbauten mit Caul-Plate sind Abreißgewebe, Trenn- und Lochfolie für die Klebschichtdicke verantwortlich.

5.3.2 Zusammenfassende Bewertung

Aus den Proben CAIRE-04 bis CAIRE-12 geht hervor, dass bei Fertigungsaufbauten unter Vakuumsack deutlich höhere Schichtdicke erreichbar sind. Bei den unter Vakuumaufbau gefertigten Proben (CAIRE-07 bis CAIRE-09) konnten Klebschichtdicken zwischen 56 μm und 72 μm gemessen werden. Die geringen Standartabweichungen lassen auf konstante Klebschichtdicken schließen. Dieser Vergleich wird ebenso bei geschäfteten Probekörpern deutlich. Doppelt geschäftete Proben mit Vakuumsack gefertigt, zeigen geringere mittlere Schichtdicken bzw. Standartabweichungen. Ziel der Proben CAIRE-LF-13 und CAIRE-TF-15 war es, den zusätzlichen Einfluss des einseitigen Vakuumaufbaus auf die Steifigkeit der Schäftspitzen zu untersuchen. Aufgrund eines Fertigungsfehlers der Schäftthälften konnten an den Schäftspitzen sehr hohe Schichtdicken von bis zu 348 μm gemessen werden. Der einseitige Vakuumdruck presste überschüssigen Klebstoff unter die Schäftung sodass diese angehoben wurde. Dieser Effekt kann nur durch exaktes Fertigen der Schäftung verhindert werden. Herstellungsverfahren wie die Fertigung mit Caul Plates und Prepregaufbau, zeigten wenig Einfluss auf die Klebschichtdicke.

Wichtigster Einflussparameter auf die zu erreichende Klebschichtdicke sind Fertigungsmaterialien welche als Trennschicht zwischen Probe und Vakuumfolie angebracht werden. Maxi-

male Klebschichtdicken sind bei der Verwendung von Trennfolie zu erreichen. Durch die geringe Durchlässigkeit werden mittlere Klebschichtdicken von 120-148 μm eingestellt. Bei Anwendung von Lochfolie sind die Schichtdicken um ca. 50 % geringer. Da die erreichbaren Schichtdicken sich nur gering von denen bei Abreißgewebe unterscheiden, wird auf die weitere Anwendung verzichtet. Abreißgewebe ist deutlich einfacher in der Anwendung und ermöglicht eine konstante Belüftung der Fügefläche. Aufgrund der hohen Kapillarwirkung wurden wie in Probe CAIRE-AW-01 Schichtdicken von 52 μm erreicht. Bei Probe CAIRE-AW-14 kann das Abreißgewebe die Klebstoffansammlungen an den Schäftspitzen ausgleichen und somit eine Schichtdicke von 60 μm einstellen. Die Standardabweichung von 12 μm ist deutlich geringer als bei vergleichbaren Proben CAIRE-LF-13 und CAIRE-TF-15.

Eine ideale Klebschichtdicke konnte für die Verklebung von Schäftreparaturen bzw. den Coupon-Proben in dieser Untersuchung nicht nachgewiesen werden. Aufgrund dessen müssen zur Validierung eines optimierten Fertigungsverfahrens Proben bei eingestellten Klebschichtdicken mit Abreißgewebe von 60 μm und Trennfolie mit 125 μm untersucht werden.

5.4 Teilvalidierung der optimierten Verfahren

In diesem Kapitel werden Erkenntnisse zur optimalen Klebschichtdicke und den verwendeten Passstifte in experimentellen Versuchen validiert. Verwendete Verfahren sind dabei Lösung (a), Lösung (d) und Methode 2.

5.4.1 Probenprogramm

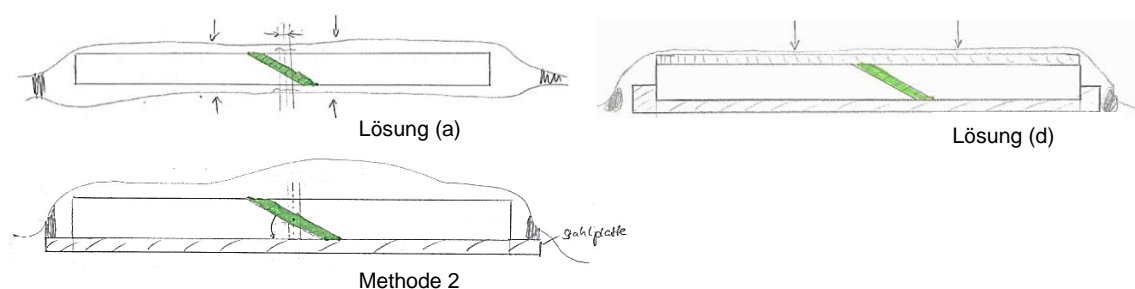


Abb. 5.14: Schematische Darstellung der Probekörper zur Validierung eines optimierten Herstellungsverfahrens für Normproben AECMA EN6066

Das Probenprogramm umfasst 14 Probekörper, welche jeweils auf die in Abb. 5.14 dargestellten Fertigungsverfahren angewandt werden. Die Gesamtlänge variiert dabei zwischen 200-258,5mm (abhängig von der Fertigungstechnik). Aus Kapitel 5.3 geht hervor, die Art des verwendeten Fertigungsmaterials deutlichen Einfluss auf die Klebschichtdicke besitzt. Aufgrund von Überlagerungen zwischen Fertigungsaufbau und Abreißgewebe bzw. Trennfolie werden die Proben eines Verfahrens mit Abreißgewebe bei 60 μm und Trennfolie bei 125 μm eingestellter Klebschichtdicke untersucht. Zusätzlich erfolgt die Untersuchung in umgekehrtem Aufbau, d.h. Abreißgewebe bei 125 μm und Trennfolie bei 125 μm .

Zur Auswertung dient das Mikroskop *Keyence VHX-1000* (Objektiv Z20). Aus optischen Gründen müssen die zu untersuchenden Oberflächen mit Schleifpapier (P800/P1000) poliert werden. Die Messung der Klebschichtdicken erfolgt jeweils an den Schäftspitzen sowie den doppelten und einfachen 0°-Lagen des Laminats. Somit ergeben sich sechs Messpunkte wobei an Pos. 2, 3, 5 jeweils der Lagenversatz ermittelt wird. Die Position 1 beschreibt die Unterseite der Schäftprobe, d.h. bei Vakuumaufbau liegt diese Kante an der Werkzeugoberfläche auf. Die Bezeichnung der Probekörper beschränkt sich auf die Bezeichnung CAIRE-AX-YY. Dabei wird Lösung (a) als A1, Lösung (d) als A2 und Methode 2 als A3 bezeichnet. Die Proben werden außerdem fortlaufend nummeriert (01-14). Folgende Tabelle zeigt die zur Validierung verwendeten Probekörper.

Tabelle 5.3: Übersicht der ermittelten Werte zur Auswahl optimierter Fertigungsverfahren

Bezeichnung	Probenlänge [mm]	Probenbreite [mm]	Gemittelte Schichtdicke \bar{t}_k	Standartabweichung s
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2,862-01	200	25	47	8
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2,862-02	200	25	55	8
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2,862-03	200	25	109	52
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2,862-04	200	25	120	41
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/A-AW-S2,862-05	197,201	20	45	14
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/A-AW-S2,862-06	198,504	20	61	34
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/A-TF-S2,862-07	197,201	20	69	52
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/A-TF-S2,862-08	198,504	20	85	61
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/CP-oU-S2,862-09	197,201	20	94	51
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/CP-oU-S2,862-10	198,504	20	94	51
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/V-AW-S2,862-11	200	25	51	23
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/V-AW-S2,862-12	200	25	68	30
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/V-TF-S2,862-13	200	25	95	50
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/V-TF-S2,862-14	200	25	95	53
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2,862-01.1	200	25	51	14
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2,862-04.1	200	25	119	37

5.4.2 Ergebnisse aus Aufbau A1 (Lösung a)

Die Proben CAIRE-A1-01 bis CAIRE-A1-04 werden verstiftet in einem Vakuumsack ausgehärtet. Sämtliche Passstiftpositionen sind dabei entsprechend der eingestellten Schichtdicken von 60 μm bzw. 125 μm in CATIA berechnet.

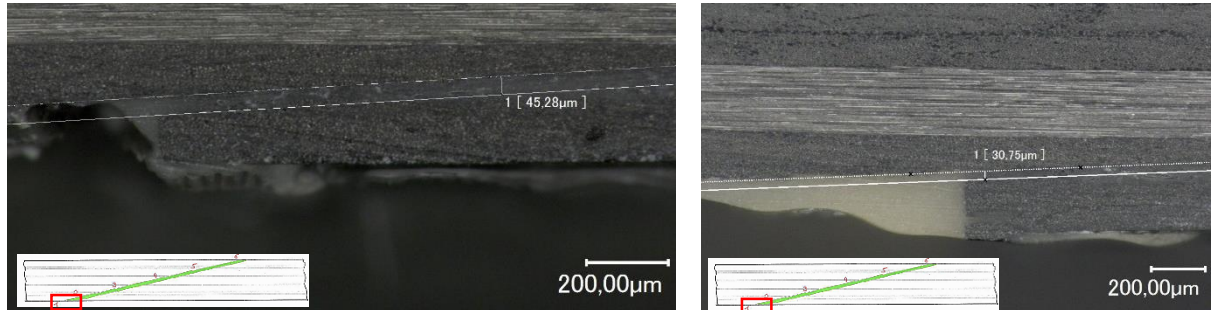


Abb. 5.15: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A1-02 (links), Pos.1 und CAIRE-A1-03 (rechts), Pos.1. Deutlich sind die Unterschiede der Kantenausläufe, verursacht durch Anliegen von Abreißgewebe (links) und Trennfolie (rechts) zu erkennen.

Die Auswertung der Schliffbilder zeigt, dass die jeweils dickere Fügeithälfte stumpfzulauende Schäftung aufweist. Diese Kante (siehe Abb. 5.15) entsteht aufgrund von Dickentoleranzen der Prepreg Grundplatten, wobei jede der oben genannten Fügeile aus einer anderen Grundplatte stammt. An folgendem Beispiel soll der grundlegende Mechanismus für die Abweichung der Schäftausläufe, sowie den Bohrungspositionen erläutert werden. Folgende Abb. 5.16 zeigt eine geschäftete Grundplatte mit einer Dicke von 3,07 mm (Sollwert: 3,0 mm).

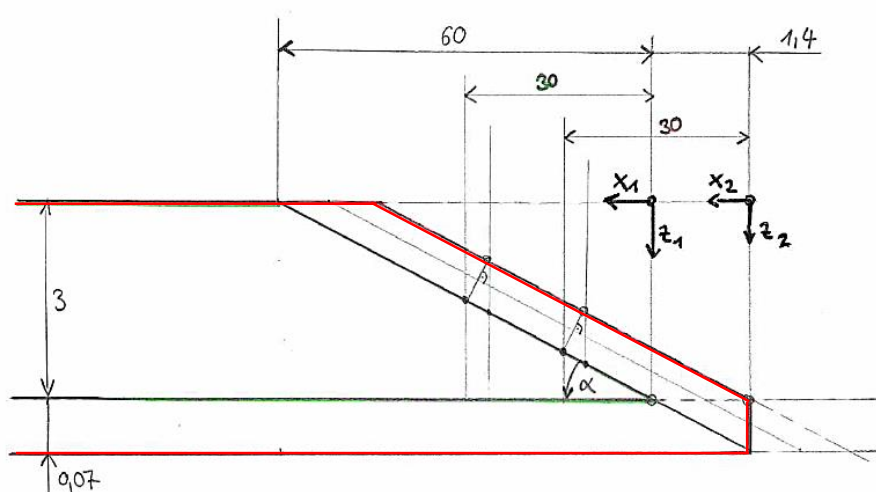


Abb. 5.16: Schematische Darstellung der Fertigungsabweichungen bzgl. fehlerhafter Schichtdicken

Ohne Dickentoleranz würde der Fräskopf auf $z_1 = 0$ und $x_1 = 0$ eingestellt werden, was den Startpunkt für das programmierte (grün markiert) Fräsprogramm bildet. Variiert nun die Plattendicke $\Delta t = 0,07$ mm, so liegt der scheinbare Nullpunkt an x_2 bzw. z_2 . Der Fräser beginnt nun

um 1,4 mm versetzt die Schäftung von unten nach oben abzutragen. Da der Geometrie entsprechend eine Laminatdicke $t = 3,0$ mm programmiert wurde, entsteht eine Kante am Schäftauslauf und somit eine geometrische Abweichung (rot markiert). Dieser Mechanismus ist verantwortlich für den Lagenversatz der Probekörper mit Schäftkanten. In diesem Beispiel liegt ein durch die Schäftkante verursachter Versatz von $70\text{ }\mu\text{m}$ vor. Ein zusätzlicher Einfluss hinsichtlich der eingestellten Bohrposition ist nicht gegeben.

An den Bereichen der Schäftkante ergeben sich minimale Schichtdicken von $<45\text{ }\mu\text{m}$. Aufgrund des lokalen, sehr hohen Anpressdruck am Übergang zwischen Schäftkante und dem zweiten Fügeteil kommt es zu einer Überpressung des Fügeverbundes. Die globalen Auswirkungen für das Einstellen einer definierten Klebeschicht, lassen sich im Vergleich zu Proben mit Abreißgewebe bzw. Trennfolie zeigen.

Abreißgewebe besitzt eine sehr gute kapillare Wirkung, sodass bei den Proben CAIRE-A1-01 und CAIRE-A1-02 scheinbar minimale Schichtdicken zu erreichen sind. Probe CAIRE-A1-01 wurde auf $60\text{ }\mu\text{m}$ eingestellt, wodurch mittlere Schichtdicken von $49\text{ }\mu\text{m}$ erreicht werden. Die Schichtdicken der Probe CAIRE-A1-02 sind zwar geringfügig höher, weichen jedoch um ca. 50% von den eingestellten Werten ($125\text{ }\mu\text{m}$) ab. Der Einfluss der Kante wird im Vergleich zu den Proben CAIRE-A1-03 und CAIRE-A1-04 deutlich. Diese sind mit Trennfolie umwickelt, wodurch der Klebstoffaustritt verhindert wird. Da im Gegensatz zu Proben mit Abreißgewebe, die umwickelte Trennfolie nicht der Probengeometrie folgt, bildet sich eine Art Hohlraum, welcher während der Polymerisation des Klebstoffes gefüllt wird. Die dabei notwendige Klebstoffmenge ist so groß, dass es zu Schwankungen im Schichtdickenverlauf kommt. Dieser Effekt lässt sich durch die hohen Standartabweichungen ($41\text{-}52\text{ }\mu\text{m}$) bei Proben mit Trennfolie begründen. Die mittlere Schichtdicke der Probe CAIRE-A1-03 zeigt einen Wert von $110\text{ }\mu\text{m}$, wobei nur $60\text{ }\mu\text{m}$ vorgegeben sind. Auch hier liegt die Ursache in der Umwicklung mit Trennfolie, welche das Austreten von Klebstoff behindert. Probe CAIRE-A1-04 zeigt mittlere Schichtdicken von $120\text{ }\mu\text{m}$ bei einer Standartabweichung von $41\text{ }\mu\text{m}$. Im Vergleich zu den geforderten $125\text{ }\mu\text{m}$ ist dieser Werte noch im Toleranzbereich der Messgenauigkeit.

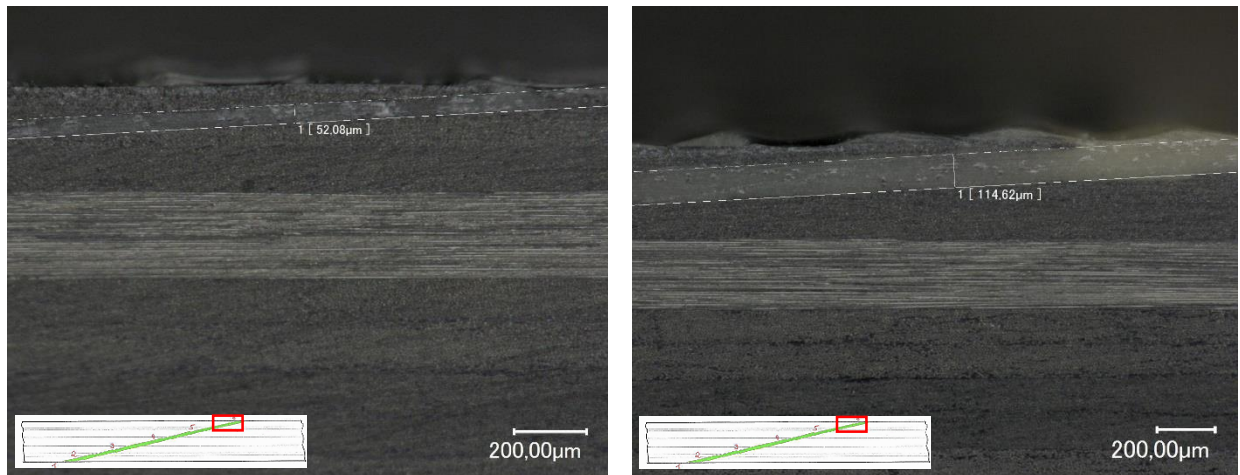


Abb. 5.17: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A1-02, Pos.6 (links) und CAIRE-A1-04, Pos.6 (rechts). Bei gleich eingestellten Schichtdicken der Proben von 125 μm , tritt bei Abreißgewebe (linkes Bild) deutlich mehr Klebstoff aus.

Bei der dargestellten Abb. 5.17 sind nochmals die Effekte es Fertigungsmaterial herausgearbeitet. Durch die hohe Kapillarkraft des, in Probe CAIRE-A1-02 verwendeten Abreißgewebes, sind die gewünschten Schichtdicken von 125 μm nicht zu erreichen. Position 6 zeigt eine Schichtdicke von 52 μm . An der Oberfläche der Probe CAIRE-A1-04 sind Klebstoffreste zu erkennen. Diesen Effekt zeigt auch Probe CAIRE-A1-03. Der Grund liegt in der ungleichmäßigen Positionierung der Trennfolie. Im Gegensatz zu Abreißgewebe kann der Austritt von Klebstoff zwar vermindert aber nicht vollständig unterbunden werden. Faltenwurf und inkorrekte Positionierung wirken sich dabei negativ aus.

Der Lagenversatz ist stark abhängig von der Standartabweichung. Je geringer diese ist, z.B. Probe CAIRE-A1-01 und CAIRE-A1-02 (6-8 μm), desto kleiner stellt sich der Lagenversatz ein. Die Lagen sind dabei nicht fluchtend und um eine halbe Lagenbreite (ca. 50 μm) vertikal verschoben (horizontal nicht möglich wegen Passstifte). Bei Proben mit schwankender Schichtdicke (CAIRE-A1-03 und CAIRE-A1-04) stellt sich ein lokaler Lagenversatz von bis zu 159 μm ein.

5.4.3 Ergebnisse aus Aufbau A3 (Methode 2)

Im direkten Vergleich zu den in Aufbau A1 dargestellten Probekörper lassen sich bei Herstellung mit Aufbau A3 bestimmte Parameter (Überpressung der Schäftkante) wiedererkennen. Die Proben CAIRE-A1-11 bis CAIRE-A1-14 werden im Schäftbereich verstiftet und unter Verwendung eines Vakuumaufbaus ausgehärtet.

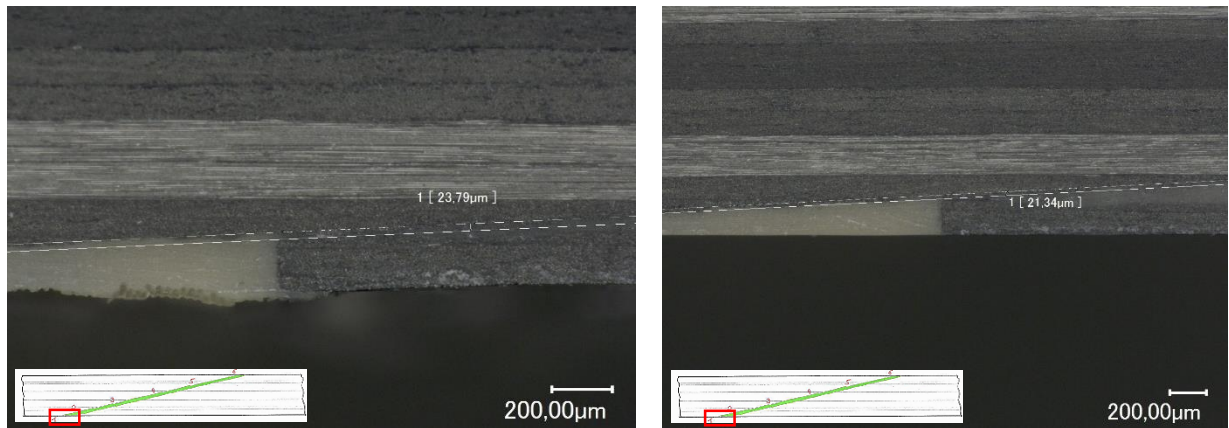


Abb. 5.18: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A3-11 (links) und CAIRE-A3-13 (rechts). Deutlich sind die Klebstoffansammlungen an der jeweils gemessenen Position 1 der Proben zu erkennen.

Wie in Abb. 5.18 deutlich zu erkennen ist, führt ein einseitiger Vakuumaufbau ebenfalls zu Überpressung der Schäftausläufe. Diese Proben (CAIRE-A3-11 und CAIRE-A3-13) wurden bei gleichem Fräsdurchgang wie Proben (CAIRE-A1-01 und CAIRE-A1-04) gefertigt. Die dabei entstehende einseitige Schäftkante, führt neben der geringen Schichtdicken von $<24\text{ }\mu\text{m}$ zu einer Ansammlung von Klebstoff. Im Unterschied zu den Proben mit Vakuumsack, kann eine Umwicklung der Probe mit Abreißgewebe die Bildung einer Klebstofftasche nicht verhindern. Da an der Position der Probe CAIRE-A3-11 einseitige Druckbelastungen vorliegen, folgt das Abreißgewebe nicht der Fügekontur. Analog zur Verwendung von Teflonfolie wird die entstandene Tasche vollständig gefüllt. Die dazu benötigte Menge an Klebstoff wird dem Fügeverbund entzogen, sodass Schwankungen und somit hohe Standartabweichungen (bis zu $53\text{ }\mu\text{m}$) die Folge sind.

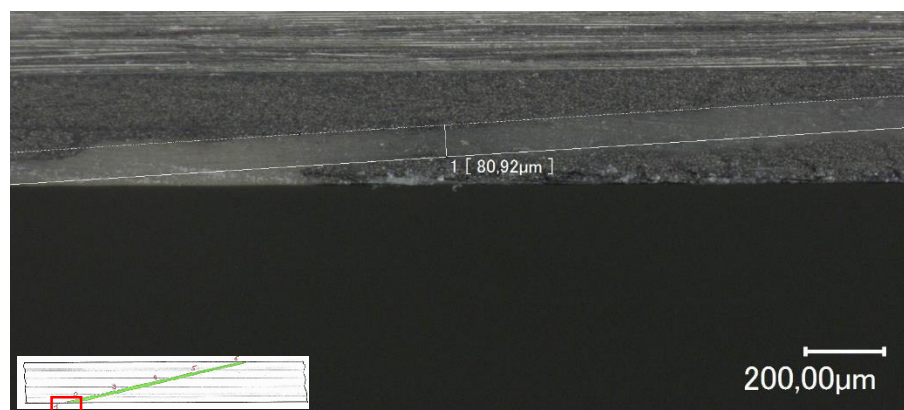


Abb. 5.19: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A3-14, Pos. 1

Dem gegenüber stehen ungestörte Schäftausläufe wie in Abb. 5.19 dargestellt ist. Der Einseitige Anpressdruck für nicht zu Überpressung des Schäftauslaufes. Folglich wird bei der dargestellten Probe CAIRE-A3-14 eine Klebschichtdicke von $81\text{ }\mu\text{m}$ erreicht. Grund hierfür ist die Behinderung des Klebstoffaustritts durch Umwicklung der Probe mit Trennfolie.

Die Proben CAIRE-A3-11 und CAIRE-A3-12 weisen mittlere Schichtdicken von ($51\mu\text{m}$ und $67\mu\text{m}$) auf. Diese Werte sind Vergleichbar mit den Proben CAIRE-A1-01 und CAIRE-A1-02, welche ebenfalls mit Abreißgewebe umwickelt wurden. Bei Proben CAIRE-A2-13 und CAIRE-A2-14 (mit Trennfolie umwickelt) liegen höhere mittlere Schichtdicke vor (jeweils $95\mu\text{m}$). Lediglich Probe CAIRE-A3-11 kann die benötigte Klebschichtdicke von $60\mu\text{m}$ annähernd einstellen.

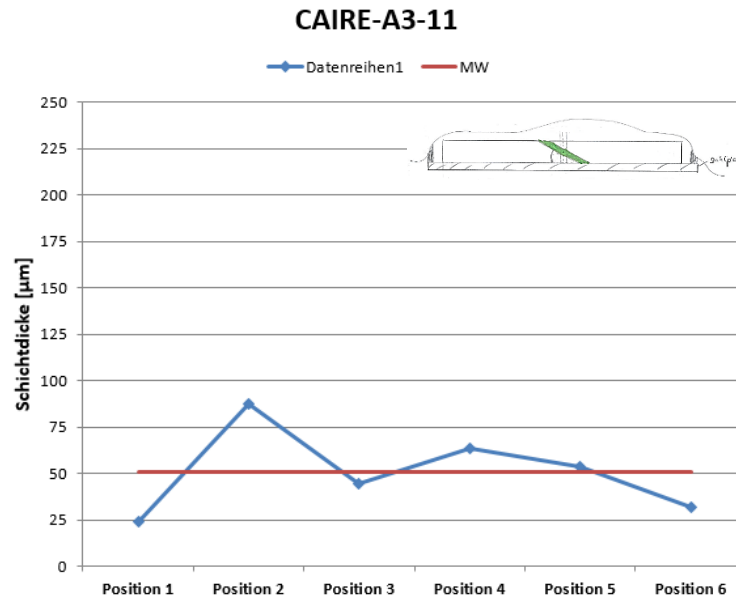


Abb. 5.20: Schichtdickenverteilung an der Probe CAIRE-A3-11

Die dabei vorliegende Standardabweichung von $23\mu\text{m}$, lässt auf Schwankungen (siehe Abb. 5.20) im Klebschichtverlauf schließen. Diese Abweichungen sind ein entscheidender Unterschied zu Proben, welche mit Abreißgewebe unter Vakuumsack gefertigt werden.

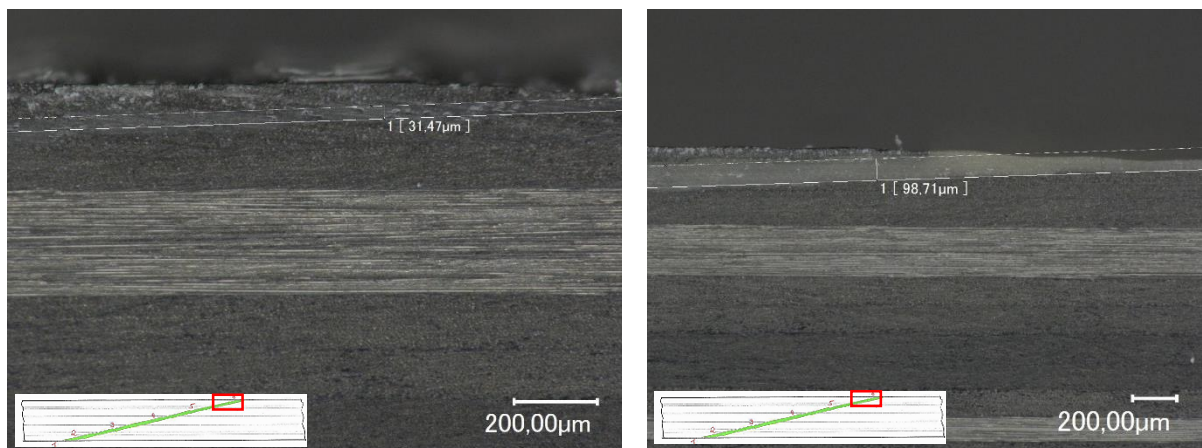


Abb. 5.21: Mikroskopiebild der Proben CAIRE-A3-11 (links) mit AW und CAIRE-A3-13 (rechts) mit TF umwickelt. Dargestellt sind Differenzen hinsichtlich der eingestellten Klebschichtdicken im oberen Schäftauslauf.

Wie in Abb. 5.21 und Diagramm (Abb. 5.20) zu erkennen ist, besitzt Abreißgewebe eine Ausgleichenden Wirkung auf die Klebschicht. Aufgrund der einseitigen Druckbelastung beschränkt

sich dieser Effekt jedoch nur auf die oberen Schäftspitzen. In diesen Bereichen tritt vermehrt Klebstoff aus, sodass die Schäftspitze deutlich eingedrückt wird. Bei Verwendung von Trennfolie, wie in Position 6 der Probe CAIRE-A3-13 zu erkennen ist, kann die Menge an austretendem Klebstoff verringert werden. Erreicht wird hierbei eine Klebschichtdicke von 99 μm . Proben mit Abreißgewebe hingegen ermöglichen Schichtdicken $<32 \mu\text{m}$.

Aufgrund von lokaler Klebstoffansammlungen, kommt es zu einem Anstieg in den Schichtdicken. Durch Schwankungen der Schichtdicken zwischen den Messpositionen, bildet sich ein lokaler Lagenversatz aus. Die erreichten Maximalwerte können bis zu 156 μm (Probe CAIRE-A3-13) betragen.

5.4.4 Ergebnisse aus Aufbau A2 (Lösung d)

Für diesen Aufbau werden eigens angefertigte Frästaschen verwendet. Als Grundplatte dient dabei ein Gewebelaminat, welches annähernd gleiche Wärmeausdehnungskoeffizienten wie die verwendeten Probekörper besitzt. Folgende Tabelle zeigt eine Übersicht der verwendeten Parameter:

Tabelle 5.4: Abmessungen und Parameter zur Herstellung von Frästaschen für Aufbau A2

Bezeichnung	Länge [mm]	Eingestelltes Spaltmaß [mm]	Klebschichtdicke [mm]
Tasche 1	197,201	1,202	0,060
Tasche 2	198,504	2,503	0,125

Zusätzlich wurde bereits bei der Herstellung der Proben CAIRE-A2-05 bis CAIRE-A2-10 nach erfolgter Schäftung, die Anschlagkante nochmals frästechnisch auf ein exaktes Längenmaß von 128 mm je Probenhälfte zugeschnitten. Untersucht werden Proben mit Abreißgewebe bzw. Trennfolie umwickelt sowie Probekörper ohne Umwicklung jedoch mit Caul-plate. Bei diesem Herstellungsverfahren wird auf die Verstiftung der Probenhälften verzichtet. Horizontales Verschieben soll durch die Anschläge der Frästaschen verhindert werden. Bei diesem Aufbau liegt ebenso eine einseitige Druckbelastung (analog zu Aufbau Methode 2) vor.

Die Auswertung der Proben CAIRE-A2-05 bis CAIRE-A2-10 zeigt deutliche Standartabweichungen. Bei Proben CAIRE-A2-05 und CAIRE-A2-06 verringert das angebrachte Abreißgewebe die mittlere Klebschichtdicke.

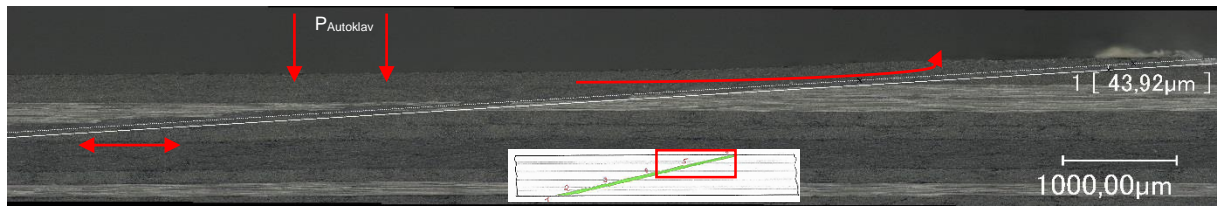


Abb. 5.22: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A2-06, Pos. 5 und 6. Schematische Darstellung des Zusammenhangs zwischen einseitiger Druckbelastung, horizontales Verschieben der Probehälften sowie Aufstellen der oberen Schäftspitze

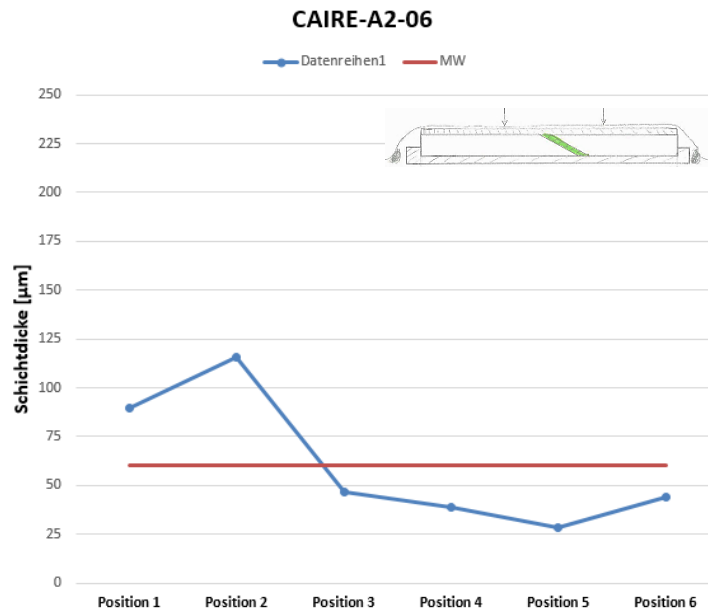


Abb. 5.23: Schichtdickenverteilung an der Probe CAIRE-A2-06

Wie in Abb. 5.23 dargestellt ist, kann bei einer gewünschten Klebschichtdicke von 125 µm eine mittlere Schichtdicke von 61 µm erreicht werden. Dieser Effekt ruht auf den kapillaren Eigenschaften des Abreißgewebes. Durch die Verringerung der Klebstoffmenge, kann das eingestellte Spaltmaß von 2,503 mm nicht erreicht werden. Der maximal erreichbare Wert liegt nun deutlich über den gewünschten 125 µm Klebschichtdicke. Die Folge ist ein Auseinandergleiten der Fügepartner in horizontaler Richtung. Einseitiger Druck presst die Schäftung des oben liegenden Partners an die nun versetzt liegende Probe, wodurch sich die Schäftspitze aufstellt. Bei Betrachtung des Verlaufs der Klebschichtdicken an Position 4 und 5 werden hierbei die geringsten Werte erreicht. Zur Schäftspitze hin steigen die Schichtdicken wieder leicht an, was durch den Effekt des Aufstellens der Schäftspitze begründet ist. Aufgrund dieser lokalen Klebschichtschwankung, werden Standartabweichungen von 14 -32 µm bei Proben mit Abreißgewebe erreicht. Diese Werte sind ebenso vergleichbar mit Proben CAIRE-A3-11 und CAIRE-A3-12, welche analog unter einseitigem Vakuumdruck gefertigt wurden. Aus diesen Ergebnissen ist folglich abzuleiten, dass ausschließlich bei Probe CAIRE-A2-05 die gewünschte mittlere Schichtdicke von 60 µm erreicht wurde. Die vorliegenden Standartabweichungen lassen jedoch auf eine ungünstige Fertigungsmethodik schließen.

Im direkten Vergleich wurden Proben CAIRE-A2-07 und CAIRE-A2-08 mit Trennfolie umwickelt gefertigt. Wie bereits bekannt ist, kann die Umwicklung mit Trennfolie deutlich effektiver Klebstoffaustritt unterbinden, als dies bei Proben mit Abreißgewebe möglich ist. Bei Betrachtung der mittleren Schichtdicken von $69\text{ }\mu\text{m}$ (Sollwert $60\text{ }\mu\text{m}$) und $85\text{ }\mu\text{m}$ (Sollwert $125\text{ }\mu\text{m}$) sind diese wie erwartet höher, jedoch mit starken Schwankungen (somit hohe Standardabweichungen) im Klebschichtverlauf geprägt. Beide Proben unterliegen dem Effekt des Auseinandergleitens der Probekörper, da die gewünschten Schichtdicken durch Klebstoffaustritt an den Rändern und Falten der Trennfolie nicht einzustellen sind. An beiden Probekörpern werden die oberen Schäftspitzen aufgestellt bzw. am äußersten Rand annähernd auf ein Minimalmaß von $44\text{ }\mu\text{m}$ gepresst.

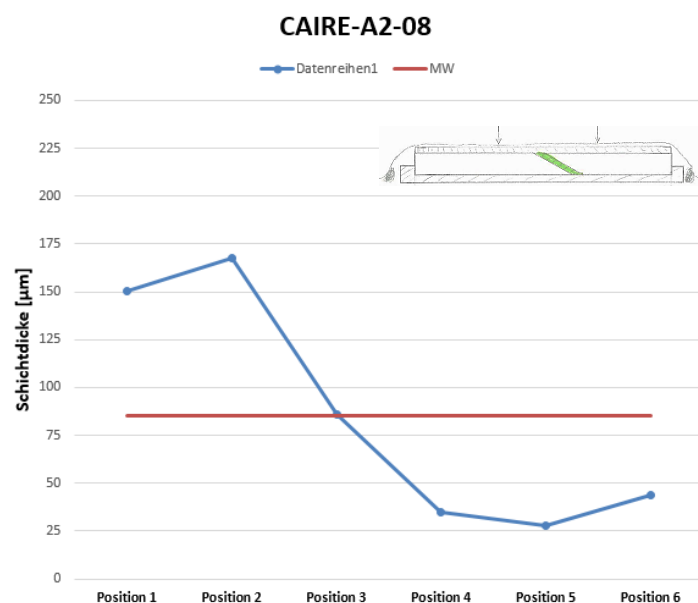


Abb. 5.24: Schichtdickenverlauf der Probe CAIRE-A2-08

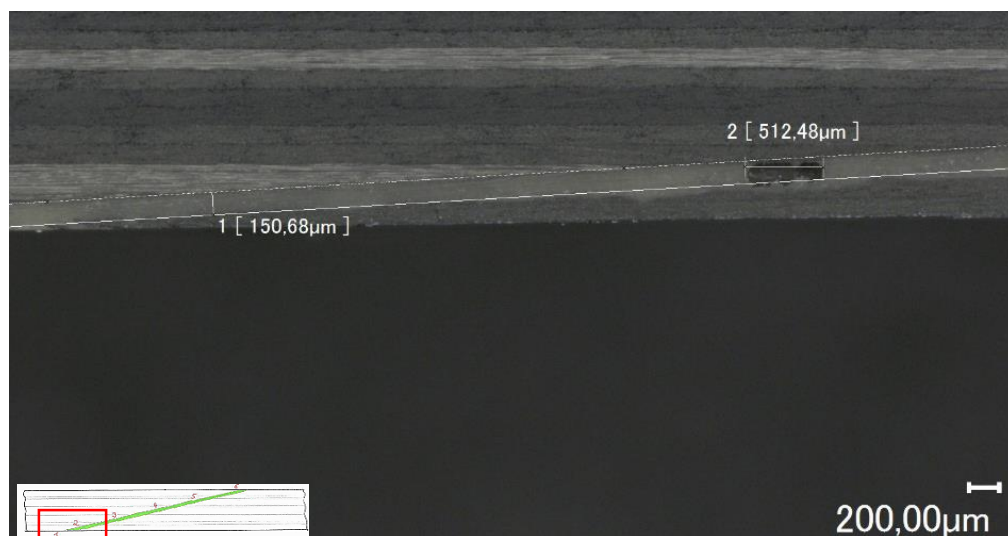


Abb. 5.25: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A2-07. Dargestellt sind die Aufdickung der Klebschicht im Bereich der unteren Schäftkante sowie Lufteinschlüsse

Probe CAIRE-A2-07 zeigt keinen konstanten Schichtdickenverlauf (siehe Abb. 5.24). Die gemessenen Werte schwanken zwischen den Messpositionen um bis zu 130 μm . Grund hierfür sind neben der einseitigen Druckbeanspruchung, ungenaues Anliegen der Trennfolie an den Fügeteilkanten. An Probe CAIRE-A2-08, welche eine mittlere Schichtdicke von 85 μm (Sollwert 125 μm) aufweist, sind hohe Schichtdicken von bis zu 167 μm zu messen. Im Gegensatz zu Probe CAIRE-A2-07, kann an der unteren Fügestelle, d.h. zwischen Probe und Werkzeug kein Klebstoff austreten (faltenfreies Anliegen der Trennfolie). An der Oberseite tritt trotz allem Klebstoff aus. Durch das Eindrücken des oberen Fügepartners sind nun die Probenhälften horizontal zueinander verschoben, wodurch wiederum an Pos. 4 und 5 ein Minimalmaß der Schichtdicke erreicht wird. An der Unterseite sammelt sich verstärkt Klebstoff an. Richtung obere Schäftspitze nimmt die Klebschicht deutlich ab. Da im mittell gesehen die Menge an Klebstoff nicht mehr ausreicht um den erhöhten Klebespalt zu füllen, bilden sich Lufteinschlüsse in den Randbereichen der Fügung.

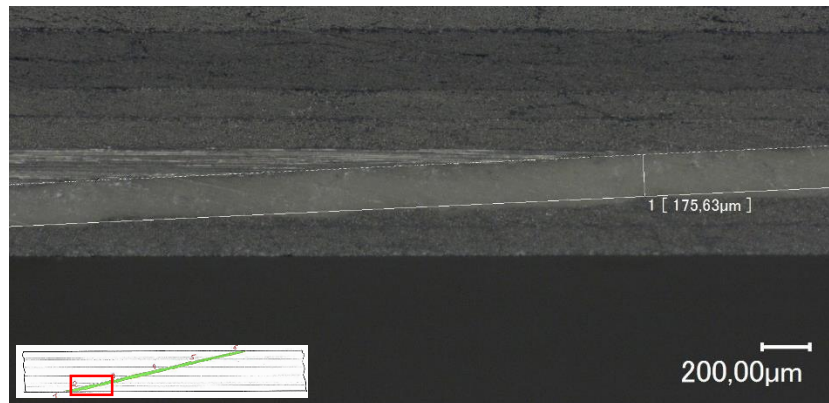


Abb. 5.26: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A2-09. Dargestellt ist die an Pos.2 gemessene Aufdickung der Klebschicht. Lufteinschlüsse konnten bei dieser Probe nicht verifiziert werden

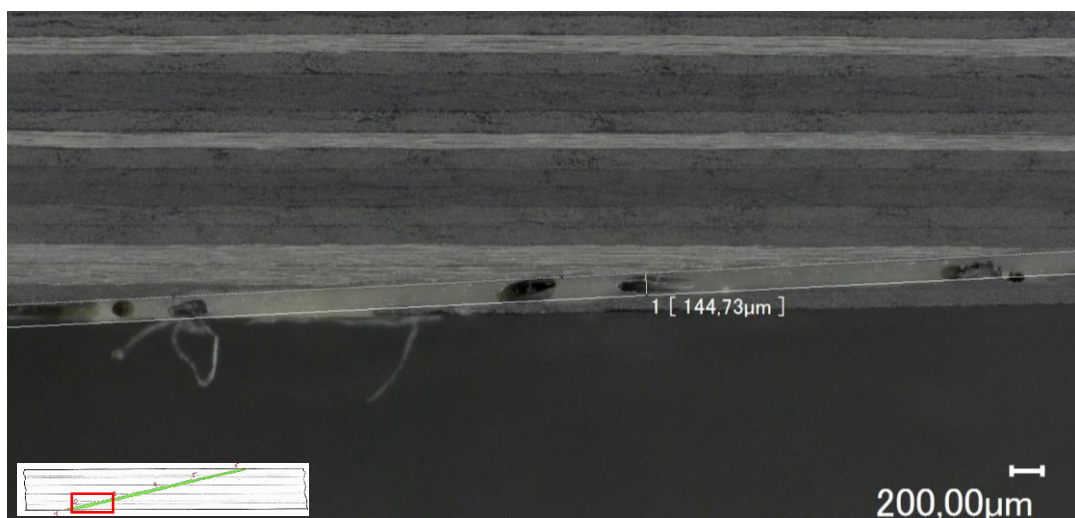


Abb. 5.27: Mikroskopiebild der Probe CAIRE-A2-10. Deutlich sind die Lufteinschlüsse im Bereich der unteren Schäftspitze zu sehen

Eine verstärkte Ansammlung von Luftpneinschlüssen zeigt auch die in Abb. 5.27 dargestellte Probe CAIRE-A2-10. Diese wird neben der Probe CAIRE-A2-09 (Sollwert 60 μm) mit Caul plate versehen, welches das Eindrücken der Schäftspitzen durch den einseitigen Vakuumaufbau verhindern soll. Auf eine Umwicklung mit Abreißgewebe oder Trennfolie wird verzichtet. Aus diesem Grund kann nun an den Seiten bzw. Ober- und Unterseite Klebstoff ungehindert austreten.

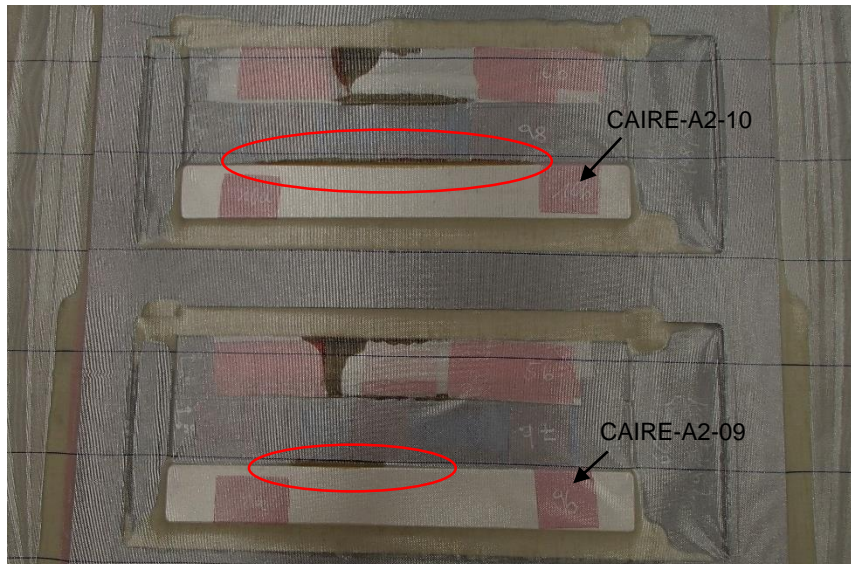


Abb. 5.28: Aufbau A2 (Anschläge mit Frästaschen) nach erfolgtem Aushärtezyklus. Dargestellt sind Proben CAIRE-A2-09 und CAIRE-A2-10 mit markierten Bereichen verstärktem Klebstoffaustritts

In Abb. 5.28 sind die Bereiche des seitlichen Klebstoffaustritts gekennzeichnet. Da die gegenüberliegende Kante mit Siegelkitt versehen ist, konnte nur einseitig Klebstoff austreten. Aufgrund der fehlenden Umwicklung liegen die Proben plan in der Frästasche auf, sodass auch hier wenig Klebstoff austritt. Folglich sind die an Pos. 1 gemessenen Schichtdicken bzgl. oben genanntem Effekt stark erhöht. Bei Betrachtung der Klebschichtdicke im Allgemeinen sind die Effekte der Aufdickung an der Fügeiteilunterseite sowie das Aufbiegen der Schäftspitze analog zu Proben ohne Caul plate. Der Grund hierfür liegt in den hohen Druckkräften im Autoklaven. Die verwendeten Caul-plates sind aus 2 mm dickem Aluminium gefertigt welches geringen Widerstand gegen Verbiegen durch einseitige Druckkräfte bietet. Somit sind die darauffolgenden Schichtdicken bzw. Standardabweichungen annähernd gleich zu den Proben CAIRE-A2-07 und CAIRE-A2-08 (beide mit Trennfolie umwickelt). Bei Probe CAIRE-A2-09 ist eine mittlere Klebschichtdicke von 94 μm zu messen. Dieser Wert liegt deutlich über dem eingestellten Sollwert von 62 μm . Obwohl Probe CAIRE-A2-10 mit höherem Sollwert (125 μm) gefertigt wurde, werden ebenso mittlere Schichtdicken von 94 μm ermittelt. Der Grund lässt sich in Abb. 5.28 erkennen. Durch die fehlende Umwicklung kann die Menge des austretenden

Klebstoffes nur schwer gesteuert werden. Folglich tritt an Probe CAIRE-A2-10 vermehrt Klebstoff an dem rotmarkierten Bereich aus. Aufgrund der starken Klebschichtschwankungen werden hohe Standartabweichungen von bis zu 61 μm (bei Probe CAIRE-A2-09) erreicht.

5.4.5 Allgemeine Bewertung der optimierten Fertigungsverfahren

Fertigungsaufbau

Die Auswertung der Proben CAIRE-A1-01 bis CAIRE-A1-04 zeigen hinsichtlich des Vakuumsackverfahrens deutliche Vorteile gegenüber den Proben, welche unter Vakuumaufbau gefertigt werden. Aufbauten mit Vakuumsack sind in der Lage Unebenheiten (z.B. Kanten) deutlich besser auszugleichen, sodass Fertigungsmaterialien wie Abreißgewebe eng an die Probengeometrie gepresst werden. Trennfolie hingegen kann diese Unebenheit trotz Vakuumsack nur unzureichend ausgleichen. Bei der Fertigung von Probekörper mit dehnungsarmen Frästaschen, konnte nur Probe CAIRE-A2-05 befriedigende Schichtdicken erreichen (45 μm bei einem Sollwert von 60 μm). Im Allgemeinen sind die Standartabweichungen (bis zu 61 μm) der Proben mit Aufbau A2 deutlich über den der Vakuumsackfertigung. Des Weiteren können die unverstifteten Fügepartner ihre Positionierung zueinander verändern, sobald die eingestellte Schichtdicke nicht eingehalten wird. Die Folge sind horizontale Verschiebungen und durch die einseitige Druckbelastung verursachtes Aufstellen der oberen Schäftspitze. Dieser Effekt konnte auch nicht durch Anbringen von Caul plates, wie bei den Proben CAIRE-A2-09 und CAIRE-A2-10 verwendet wurde, verhindert werden. Abweichungen hinsichtlich der eingestellten Schichtdicken sowie Standartabweichungen von bis zu 51 μm sind die Folge. Wie bereits in der Schwachstellenanalyse erwähnt, verursacht der einseitige Vakuumaufbau ein Eindrücken der oberen Schäftspitze.

Luft einschüsse

Fehlstellen in der Klebschicht sind ausschließlich an Proben mit einseitigem Vakuumaufbau in Frästasche gefertigt (Aufbau 2) festzustellen. Als Beispiel ist die Probe CAIRE-A2-10 zu erwähnen. Besondere ausgeprägt sind die Luft einschüsse in Bereiche der Pos.1 bis Pos.4. Dieser Effekt tritt immer dann auf, wenn die erforderliche Klebstoffmenge nicht ausreicht um die jeweils gewünschte Klebschichtdicke einzustellen. Aufgrund der fehlenden Umwicklung durch Abreißgewebe oder Trennfolie kann ungehindert Klebstoff austreten, wodurch der Effekt zusätzlich verstärkt wird.

Lagenversatz

Generell ist bei allen Probekörpern ein deutlicher Lagenversatz messbar. Die besten Ergebnisse liefert dabei die Probe CAIRE-A1-01, welche unter Vakuumsack mit Abreißgewebe gefertigt wurde. Jedoch kann auch hier ein Lagenversatz von bis zu 70 μm ermittelt werden, was

etwa einer halben Lagendicke entspricht. Wie bereits in den Ergebnissen des Aufbaus 1 erläutert, führt eine im Fräsprogramm falsch eingestellte Lagendicke zu Entstehung von Fräskanten. Ein vertikaler Lagenversatz entsprechend der vom Sollmaß (hier: 3,0 mm) ist die Folge. Zudem führt eine falsch eingestellte Klebschichtdicke ebenfalls zu einem geringfügig ausgeprägtem vertikalen (Aufbau 1 und 3) als auch horizontalem Lagenversatz (Aufbau 2). Immer dann, wenn die erreichte Schichtdicke stark vom Sollmaß abweicht, sind Abweichungen im Lagenversatz messbar.

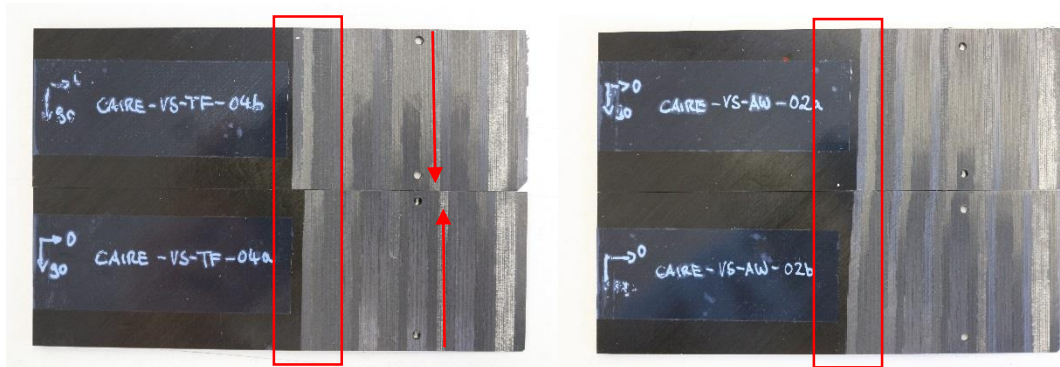


Abb. 5.29: Frässpuren an Proben mit starkem Lagenversatz (links) sowie geringerem Lagenversatz (rechts). Deutlich ist Abweichung der Lagen an Fügepartnern von Probe CAIRE-VS-TF-04 zu erkennen (roter Pfeil).

Wichtigster Parameter hinsichtlich der Lagenausrichtung, sind die in Abb. 5.29 dargestellte Abweichungen in der Fräskontur. Je größer die Abweichungen der Fräskontur einzelner Fügepartner ist, desto größer kann der Lagenversatz vorliegen. Die Fügepartner der Probe CAIRE-VS-AW-02 zeigen schrägzulaufende Frässpuren, welche aufgrund von geringer Anhebung der Probe im Fräsprozess entstehen. Die Lagenflucht kann jedoch ohne größere Abweichungen erreicht werden. Bei Probe CAIRE-VS-TF-04 hingegen treten deutliche Abweichungen in der Lagenausrichtung der Fügepartner auf. Die Folge sind Lagenversätze an verstifteten Proben von bis zu 159 μm (CAIRE-A1-03).

Um einen grundlegenden Fertigungsfehler auszuschließen, wurden im ungeschäfteten Bereich eines Fügeteils beispielhaft die Position der einzelnen Lagen vermessen und mit den Werten des gegenüberliegenden Fügepartners verglichen. Die Auswertung zeigt, dass Abweichungen zwischen den Lagenpositionen vorliegen, diese jedoch nur ca. 20-30 μm (abzüglich Messtoleranzen) betragen. Aufgrund dessen sind nicht Fertigungsfehler in der Laminatfertigung der Grund für das Erreichen einer fluchtenden Lagenposition, sondern liegen im Fräsprozess selbst.

Fertigungsmaterialien

Um eine definierte Schichtdicke der Fügung zu erreichen, werden wie bereits in Kapitel 5.3 Fertigungsmaterialien wie Abreißgewebe und Trennfolie zur Umwicklung der Probekörper verwendet. Aus der Auswertung geht hervor, dass durch Abreißgewebe die gewünschte Schichtdicke von 60 μm annähernd eingestellt werden kann. Optimale Werte konnten dabei nur bei Probe CAIRE-A1-01 ermittelt werden. Generell sind die Schichtdicken der Proben mit Abreißgewebe tendenziell zu dünn. Des Weiteren kann durch höhere Sollwerte maximale mittlere Schichtdicken von 68 μm (Probe CAIRE-A3-12) erreicht werden, was deutlich unter 125 μm liegt. Als nachteilig ist die Anwendung für einseitige Vakuumaufbauten (Aufbau 2 und 3) zu nennen, da hierbei die starke Kapillarwirkung des Abreißgewebes die Schichtdicke am Rand der Schäftung stark reduziert und somit die Schäftspitze eingedrückt. Trennfolie hingegen kann Sollwerte von 125 μm sehr gut erreichen, wie z.B. Probe CAIRE-A1-03 bei der eine mittlere Schichtdicke von 120 μm erreicht werden konnte. Für Klebschichtdicken mit Sollmaß von 60 μm sind die gemessenen Werte deutlich zu hoch. Proben welche mit Trennfolie umwickelt wurden, zeigen im Schnitt höhere Schichtdicken am Rande der Schäftung. Bei der Umwicklung der Probekörper ist außerdem auf einen faltenfreien Sitz der Trennfolie zu achten. Andernfalls können durch Falten und Kanten Kavitäten für austretenden Klebstoff entstehen.

5.5 Implementierung des ausgewählten Verfahrens

Aus den vorangehenden Untersuchung geht hervor, dass bei Betrachtung der in Kapitel 4.4 festgelegten Bewertungskriterien, die Fertigung der Probekörper unter Vakuumsack (Aufbau 1) sowie an den Schäftungen verstiftet, die besten Ergebnisse liefert. Für eine finale Validierung wurden die Proben CAIRE-A1-01 sowie CAIRE-A2-04 erneut mit Abreißgewebe (60 μm) sowie Trennfolie (125 μm) umwickelt getestet. Außerdem konnte die Zustellung des Fräasers auf 3/100 in z-Richtung bzw. die Schrittweite auf 0,1 mm reduziert werden. Um Fräsabweichungen zu minimieren, wird das Fräsprogramm an die tatsächliche Laminatdicke t angepasst. Die Auswertung der Proben CAIRE-A1-01.1 (Abreißgewebe) und CAIRE-A1-04.1 zeigt, dass durch veränderte Fräsparameter eine definierte, spitzzulaufende Schäftkante erzeugt wird. Die mittleren Schichtdicken (51 μm bei CAIRE-A1-01.1, 119 μm bei CAIRE-A1-04.1) weichen nur geringfügig von den im ersten Durchgang gefertigten Probekörpern CAIRE-A1-01 und CAIRE-A1-04 ab. Allerdings konnte an beiden Proben erneut ein Lagenversatz von bis zu 175 μm gemessen werden. Diese Erkenntnis lässt auf Abweichungen in der Fräsgeometrie schließen. Die Gründe hierfür können im Fräsprozess selbst liegen bzw. durch Anheben der Grundplatten während der Fertigung entstehen. Zusammenfassend kann mit Fertigungsverfahren 1 bzw. einer Kombination aus Fertigungsmaterial inkl. dazugehöriger Schichtdicke gute Ergebnisse erreicht werden. Um jedoch ein optimales Fügeverfahren zur Herstellung der Normproben

AECMA EN6066 zu erhalten, müssen über die Arbeit hinaus, Untersuchungen hinsichtlich des Einflusses zwischen Fräsprozess und Lagenversatz durchgeführt werden.

6. Zusammenfassung und Ausblick

Das Ziel dieser Arbeit war die Entwicklung eines optimierten Fertigungsverfahrens zu Herstellung von Prüfkörpern der Norm AECMA EN6066. In der Vergangenheit wurden hierzu verstiftete Probekörper sowie Proben mit Aluminiumanschlügen verwendet, welche insbesondere durch den einseitigen Vakuumaufbau hohe Füge toleranzen aufwiesen.

Im ersten Schritt der Untersuchung wurden die zur Optimierung notwendigen Fertigungs- und Fügeparameter herausgearbeitet. Neben der exakten Lagenausrichtung sind Kriterien wie z.B. das Einstellen einer konstanten Klebschichtdicke sowie Einflüsse der Vakuumaufbauten von großer Bedeutung. Im Folgenden wurden die Schwachstellen vorhandener Methoden mit den festgelegten Fertigungsparametern abgeglichen und Abhilfemaßnahmen gefunden werden. Um die Auswirkungen der Fertigungsmaterialien (Abreißgewebe, Trennfolie, usw.) und die Steifigkeit der Schäftspitze zu untersuchen, wurden Voruntersuchungen an parallel verklebten und geschäfteten Probekörpern durchgeführt. Aus den Auswertungen geht hervor, dass Abreißgewebe für Schichtdicken von 60 µm und Trennfolie entsprechend höhere Schichtdicken von 125 µm einstellen kann. Mit Hilfe einer Parameterstudie wurden zudem verschiedene Bohrungsdurchmesser der zur Verstiftung notwendigen Passstiftpositionen durchgeführt. Ergebnisse zeigen, dass Durchmesser von 2,0 mm bei Drehzahl von 5520 U/min optimale Toleranzmaße erzeugen.

Die daraus gewonnen Erkenntnisse flossen anschließend mit in die Entwicklung von optimierten Fertigungsverfahren ein. Ein Teil des Lösungskatalogs beschreibt die Methode zur Fertigung von verstifteten Proben unter Vakuumsack gefertigt. Besonders wichtig war hierbei der Vergleich zwischen Vakuumaufbau und Vakuumsack, wobei die Auswirkungen der einseitigen Druckbelastung auf die Schäftspitze besonders kritisch sind. Als weitere Lösung ist die Fertigung von dehnungsarmen CFK-Taschen als Ersatz zu den bisher verwendeten Aluminiumanschlügen zu nennen. Als Ergänzung wurden an ausgewählten Probekörpern Deckbleche (caul plates) angebracht um das Eindringen der Schäftspitze zu untersuchen.

Auf Grundlage des Lösungskataloges wurden die Probekörper geschäftet, verklebt und nach der Aushärtung im Autoklaven durch Mikroskopie ausgewertet.

Als besonders geeignet erwiesen sich verstiftete Probekörper unter Vakuumsack gefertigt. Hierbei kann die gewünschte Klebschichtdicke deutlich konstanter als dies bei Verwendung von Vakuumaufbauten möglich ist. Proben mit Abreißgewebe (CAIRE-A1-01) bei Sollwert von 60 µm und Probe CAIRE-A1-04 mit Trennfolie umwickelt (125µm) erreichen die geforderten Schichtdicken, weisen jedoch einen sehr großen Lagenversatz auf. Dieser konnte auch an Probekörpern der anderen Lösungsmöglichkeiten festgestellt werden. Zur Prüfung der Reproduzierbarkeit, wurden die genannten Probekörper erneut gefertigt. Auch hierbei ergab die Analyse eine mittlere Schichtdicke von 119 µm (Sollwert von 125 µm) und 51 µm

(Sollwert von 60 μm). Aufgrund von Abweichungen in der Fräsgeometrie konnten Lagenversätze von bis zu 174 μm gemessen werden.

Zusammenfassend gilt festzuhalten, dass die Fertigung von Normproben unter Vakuumsack gute Ergebnisse in den Schichtdicken ermöglicht, jedoch aufgrund des hohen Lagenversatzes weitere Untersuchungen nötig sind. Weitere Studien zur Verifikation der Fräsparameter sind somit notwendig, um ein optimiertes Fertigungsverfahren zu erhalten.

Aus den Ergebnissen der in diese Arbeit durchgeführten Untersuchung, kann durchaus Verbesserungspotential für weitere Forschungsarbeiten abgeleitet werden. Wie bereits erwähnt wurde, bietet das Fügen unter Vakuumsackbedingungen geeignete Bedingung zur Lagenstabilen Ausrichtung der Fügepartner. Der Autoklavdruck kann dabei von allen Seiten angreifen und verhindert einseitige Belastung z.B. auf die Schäftspitzen. Trotz allem besteht die Möglichkeit, dass sich die Fügepartner während des Vakuumierens verbiegen und somit die Füge toleranzen ansteigen.

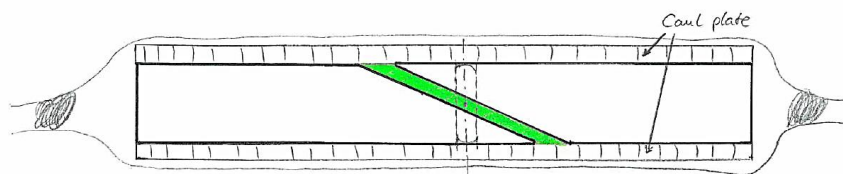


Abb. 6.1: Schematische Darstellung des erweiterten Vakuumaufbaus zu Lösung a

Der in Abb. 6.1 dargestellte Fertigungsaufbau mit zusätzlich angebrachten Caul plates würde diesen Mechanismus unterbinden. Hierbei müssten jedoch Stahlplatten oder ähnliches verwendet werden um den hohen Druckkräften im Autoklaven zu widerstehen. Zusätzlich können nur Passstifte verwendet werden, welche bündig mit den jeweiligen Fügepartner abschließen.

Aufgrund des teilweise sehr großen Lagenversatzes an den untersuchten Probekörpern, würden Veränderungen im Fräsprozess Abhilfe in der Probekörperausrichtung schaffen. Bei der Herstellung von Schäftproben sollte darauf geachtet werden, die Schäftung an einer durchgängigen Platte durchzuführen. Somit könnten Toleranzen, welche durch mehrmaliges Einspannen am Frästisch zustande kommen, vermieden werden.

Die Optimierung der Fräsparameter gilt als Hauptkriterium für weitere Untersuchungen. Neben der Aufspannung der Grundplatten auf eine horizontal ausgerichtete Vakuumspannplatte, könnte mit Hilfe eines Frästools die Genauigkeit der Schäftung verbessert werden. Die Grundplatten werden hierbei auf eine, dem entsprechenden Verhältnis gefertigte schiefe Ebene positioniert. Der Fräser selbst erfährt dadurch keine Zustellung in z-Richtung wodurch die Bewegung auf die x-y-Ebene beschränkt wird.



Abb. 6.2: Frästool zur horizontalen Fertigung der Schäftgeometrie. Dargestellt ist ein schiefe Ebene mit dem gewünschten Schäftverhältnis von 1:20

Die Abb. 6.2 zeigt dabei beispielhaft die Aufspannung und Fertigung von Schäftungen an einem dem Verhältnis entsprechenden Frästools.

Zur Einstellung der gewünschten Klebschichtdicke, wurde im Rahmen dieser Arbeit auf die Verwendung von Passstiften und Frästaschen zurückgegriffen. Mit Hilfe von Passstiften kann sehr gut die gewünschte Klebschichtdicke vorgehalten werden, gleichzeitig führen Fertigungsmaterialien, wie z.B. Abreißgewebe zu einer Reduzierung der Schichtdicken am Randbereich der Probekörper.

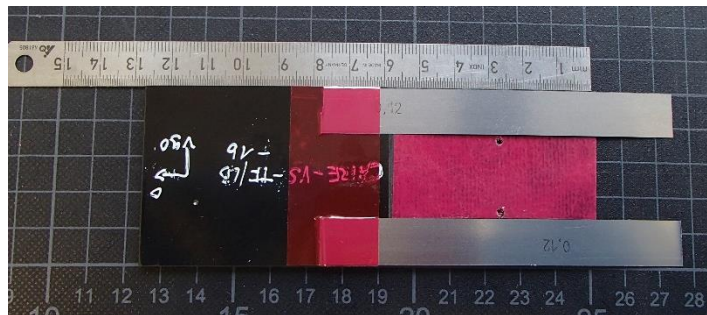


Abb. 6.3: Fertigungsverfahren an verstifteten Probekörpern mit zusätzlichem Fühlerlehenblech

In Abb. 6.3 wird eine optimierte Fertigungsverfahren zu Lösung a beschrieben. Die Fügepartner werden hierbei mit Passstiften zur Einstellung der Klebschichtdicke versehen. Zusätzliche Fühlerlehenbleche (hier: 120 µm dick) an den Rändern sollen das Einstellen einer zu geringen Klebschicht vermeiden. Kenntnisse aus dieser Arbeiten können somit verknüpft und auf ein optimiertes Fertigungsverfahren zur Herstellung von Probekörpern der Norm AECMA EN6066 angewandt werden.

7. Literaturverzeichnis

- [1] Ebeler and Jochen, *Pressemitteilung: Faserverbundkunststoffe in der Luftfahrt: COMPOSITES EUROPE setzt Trends*. Verfügbar: <http://www.composites-europe.com/Pressemitteilung/Faserverbundkunststoffe-in-der-Luftfahrt-COMPOSITES-EUROPE-setzt-Trends/n19/> (Zugriff am: 30.12.2014).
- [2] Kupke, *DLR-Präsentation im 4:3 Format (Deutsch) - Herausforderungen_an_CFK-Primaerstrukturen_der_naechsten_Generation_-_Prof._Kupke_-_freigegeben.pdf*. Verfügbar: http://www.dlr.de/bt/Portaldata/35/Resources/dokumente/Herausforderungen_an_CFK-Primaerstrukturen_der_naechsten_Generation_-_Prof._Kupke_-_freigegeben.pdf (Zugriff am: 30.12.2014).
- [3] Lufthansa Technik AG, *Im Fokus: Reparaturen am schwarzen Gold, Teil 1 - Lufthansa Technik AG*. Verfügbar: <http://www.lufthansa-technik.com/de/composite-materials-repair-1> (Zugriff am: 30.12.2014).
- [4] Baker, Alan, Dutton, Stuart, Kelly, Donald, *Composite Materials for Aircraft Structures - Second Edition* (Zugriff am: 30.12.2014).
- [5] C. Niu, *Composite airframe structures: Practical design information and data*, 3. Aufl. Hong Kong: Conmilit Press, 2010.
- [6] Armstrong, *Care and Repair of Advanced Composites 2nd Edition* (Zugriff am: 30.12.2014).
- [7] LTH Faserverbund-Leichtbau, Ed, *Schäften als Reparaturverfahren, FL 74200-04*, 2008.
- [8] H. Schürmann, *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden: Mit 39 Tabellen*, 2. Aufl. Berlin, Heidelberg, New York, NY: Springer, 2007.
- [9] A. B. Harman and C. H. Wang, "Improved design methods for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure," *Composite Structures*, vol. 75, no. 1-4, pp. 132–144, 2006.
- [10] A. J. Gunnion and I. Herszberg, "Parametric study of scarf joints in composite structures," *Composite Structures*, vol. 75, no. 1-4, pp. 364–376, 2006.
- [11] G. Habenicht, *Kleben: Grundlagen, Technologien, Anwendungen*, 6. Aufl. Berlin: Springer, 2009.

- [12] Federal Aviation Administration (FAA) and U.S. Department of Transportation, *Characteristic Shear Reponse of Structural Adhesives*. Verfügbar: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ar02-97.pdf> (Zugriff am: 27.01.2015).
- [13] W. Westphal, *Nomenklatur von Probekörpern-Verfahrensanleitung* (Zugriff am: 13.01.2015).
- [14] F. Dietsch, "Untersuchung des Einflusses lagenvariabler Schäftungswinkel auf die Verbindungsfestigkeit geklebter Faserverbundreparaturen," Masterarbeit, 2014.
- [15] B. Whittingham, A. Baker, A. Harman, and D. Bitton, "Micrographic studies on adhesively bonded scarf repairs to thick composite aircraft structure," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 40, no. 9, pp. 1419–1432, 2009.
- [16] Hexcel Corporation, *Datenblatt HexPly 8552 AS4*. Verfügbar: http://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Prepreg-Data-Sheets/8552_eu.pdf (Zugriff am: 21.01.2015).
- [17] Henkel Corporation, *Datenblatt Hysol EA 9695 Film Adhesive*. Verfügbar: http://www.associatedindustriesinc.com/documents/henkel-aerospace/hysol/Hysol_EA_9695-ds.pdf (Zugriff am: 21.01.2015).

8. Anhang A: Protokolle

8.1.1 Probenprogramme

Validierung der optimierten Fertigungsverfahren

Bezeichnung	Schichtdicke [µm]	Position 1	Position 2	Lagenversatz	Position 3	Lagenversatz	Position 4	Position 5	Lagenversatz	Position 6
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2.862-01	60	59,79	43,01	54,37	49,09	68,98	48,16	47,95	40,18	34,59
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2.862-02	125	45,28	48,55	63,77	61,56	57,59	66,16	55,38	93,9	52,08
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2.862-03	60	30,75	83,07	74,62	159,38	159,2	172,7	112,3	105,58	96,84
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2.862-04	125	65,01	96,36	35,37	170,02	106,5	164,65	109,34	100,33	114,62
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/A-AW-S2.862-05	60	46,43	64,18	27,9	51,14	124,34	22,07	38,94	41,58	48,08
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/A-AW-S2.862-06	125	89,57	115,78	86,88	46,73	195,47	39,1	28,41	128,84	43,92
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/A-TF-S2.862-07	60	37,56	47,9	43,44	30,91	162,14	46,83	169,81	54,73	83,93
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/A-TF-S2.862-08	125	150,68	167,47	91,35	86,06	330,32	34,55	28,03	197,08	43,9
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/CP-OU-S2.862-09	60	123,17	175,63	72,45	103,76	71,12	41,73	76,36	86,34	45,66
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/CP-OU-S2.862-10	125	144,73	169,94	181,14	86,25	190,96	52,27	59,5	132,07	51,41
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/V-AW-S2.862-11	60	23,79	87,7	47,41	44,76	47,61	63,79	53,32	54,05	31,47
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/V-AW-S2.862-12	125	26,75	110,13	133,25	65,14	67,28	91,03	66,59	98,9	45,94
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/V-TF-S2.862-13	60	21,34	113,47	86,39	64,11	49,91	100,97	170,77	156,26	98,71
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA/V-TF-S2.862-14	125	80,92	188,59	60,97	96,25	61,41	112,8	55,92	33,33	36,01
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2.862-01.1	60	68,88	60,56	139	44,79	165,74	43,68	56,77	174,48	29,16
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2.862-04.1	125	88,45	90,43	130,42	159,16	114,55	171,01	104,36	173,09	99,56

Voruntersuchungen zur Ermittlung optimaler Klebschichtdicken

Bezeichnung	Position 1	Position 2	Position 3	Position 4	Position 5	Position 6	Position 7
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2.862-01	33,69	27,17	58,85	64,56	54,53	51,66	44,48
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2.862-02	61,72	68,88	74,63	76,07	77,49	77,64	77,09
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2.862-03	158,49	182,31	195,32	184,52	167,12	164,95	115,04
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2.862-04		65,11	56,43	54,3			
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2.862-05		66,02	63,15	68,94			
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2.862-06		119,38	123,78	121,53			
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-AW-S2.862-07		58,68	54,33	56,51			
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-TF-S2.862-08							
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-TF-S2.862-09		71,73	73,9	76,07			
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-TF-S2.862-10		55,96	64,57	60,29			
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-TF-S2.862-11		49,99	43,48	44,57			
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-TF-S2.862-12		61,7	57,42	60,29			
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-TF-S2.862-13	221,53	243,29	212,89	91,18	86,81	51,68	57,4
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VA-TF-S2.862-14	347,86	231,85	166,65	108,53	95,49	91,18	53,11
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-AW-S2.862-01.1							
CAIRE-EA9695-MIC-AK3-VS-TF-S2.862-04.1							

8.1.2 Erläuterung der Nomenklatur

<i>Projektbezeichnung</i>	<i>Klebstoffart</i>	<i>Prüfart</i>	<i>Fertigungs- bedingung</i>	<i>Aufbau1</i>	<i>Aufbau2</i>	<i>Schä- ftung</i>	<i>Laufende Probennummer</i>
CAIRE	EA9695	MIC	AK3	VS VA VA/V VA/A VA/CP	AW TF LF oU PP	SXX So	YY
				MIC	Mikroskopie		
				AK3	Autoklav 3bar		
				VS	Vakuumsack		
				VA	Vakuumaufbau		
				VA/V	Vakuumaufbau mit Verstiftung		
				VA/A	Vakuumaufbau mit Anschlag		
				TF	Trennfolie		
				PP	analog Prepregaufbau		
				CP	Caul Plate		
				oU	ohne Umwicklung		
				SXX	Schäftungswinkel [°]		
				So	ohne Schäftung		
				YY	Laufende Probennummer		

8.1.3 Auswertung der Parameterstudie optimaler Passstiftbohrungen

	16560 U/min (60%)	13800 (50%)	11040 (40%)	8280 (30%)	5520 (20%)		
Drehzahl in % von 27600 U/min bei Bohrungen	60	50	40	30	20		
Ø [mm]							Mittelwert [mm]
1,9	2,030	1,928	1,932	1,914	1,880	Bohren	1,937
2,0	2,168	2,101	2,064	2,094	2,057		2,097
2,1	2,336	2,332	2,367	2,145	2,121		2,260
	1,8	1,85	1,9	1,95	2	Zirkularfräsen	
	1,858	1,85	1,881	1,879	1,949		
	2,05	2,1	2,15	2,2			
	2,075	2,117	2,133	2,173			
2,1	2,155	2,135	2,124	2,131	2,106	Bohren	2,130
2,0	2,035	2,014	2,054	2,136	2,081		2,064
1,9	1,945	1,925	1,925	1,905	1,929		1,926
2,0 bei 5520 U/min	2,061	2,073	2,032	2,026	2,017		2,042
	1,8	1,9	1,9	2,0	2,0	Zirkularfräsen	
	1,696	1,723	1,773	1,815	1,872		
	2,05	2,1	2,15	2,2			
	1,941	1,99	2,024	2,079			

8.1.4 Härtezyklus des Klebstoffes *Hysol EN9695 NW (beispielhaft)*

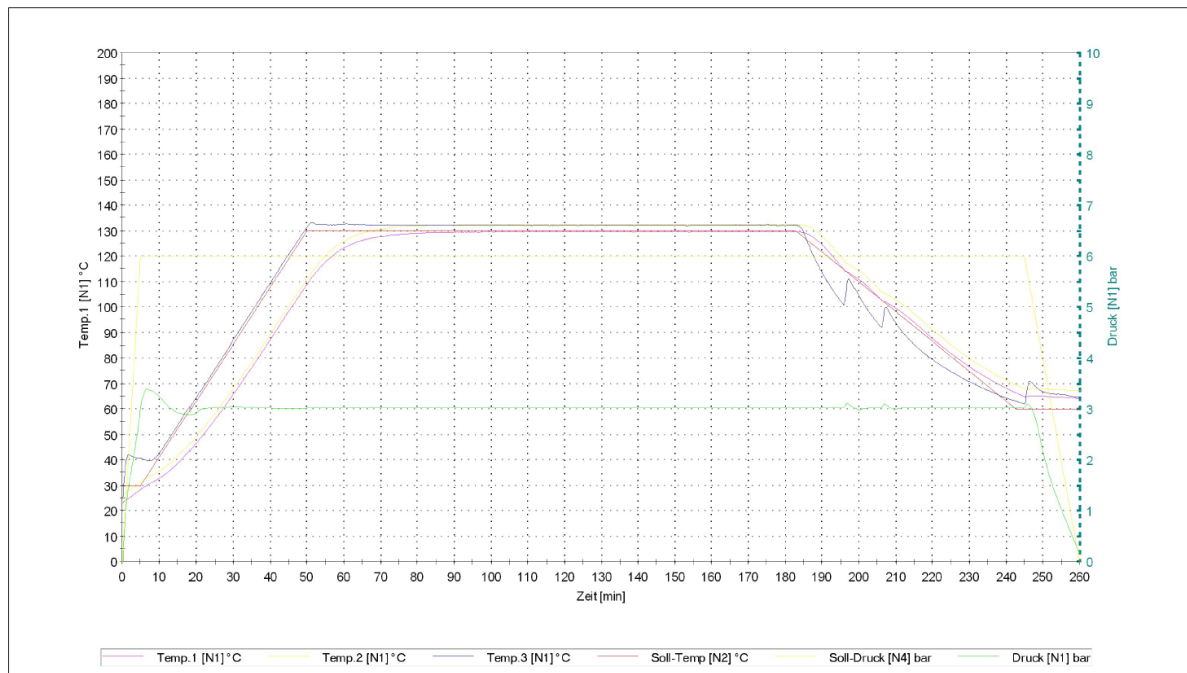
Chargenverlauf - Anlage 1



Chrg.-Nr.: 3195
Chargen-Name: EA 9695 / 243

Startzeit: 12.11.2014 / 15:05:02
Endzeit: 12.11.2014 / 19:25:07

Bediener: Hauptbenutzer
Anlage: Anlage 1



8.1.5 Autoklavzyklus zur Aushärtung des Prepregs *Hexcel HexPly 8552 AS4*

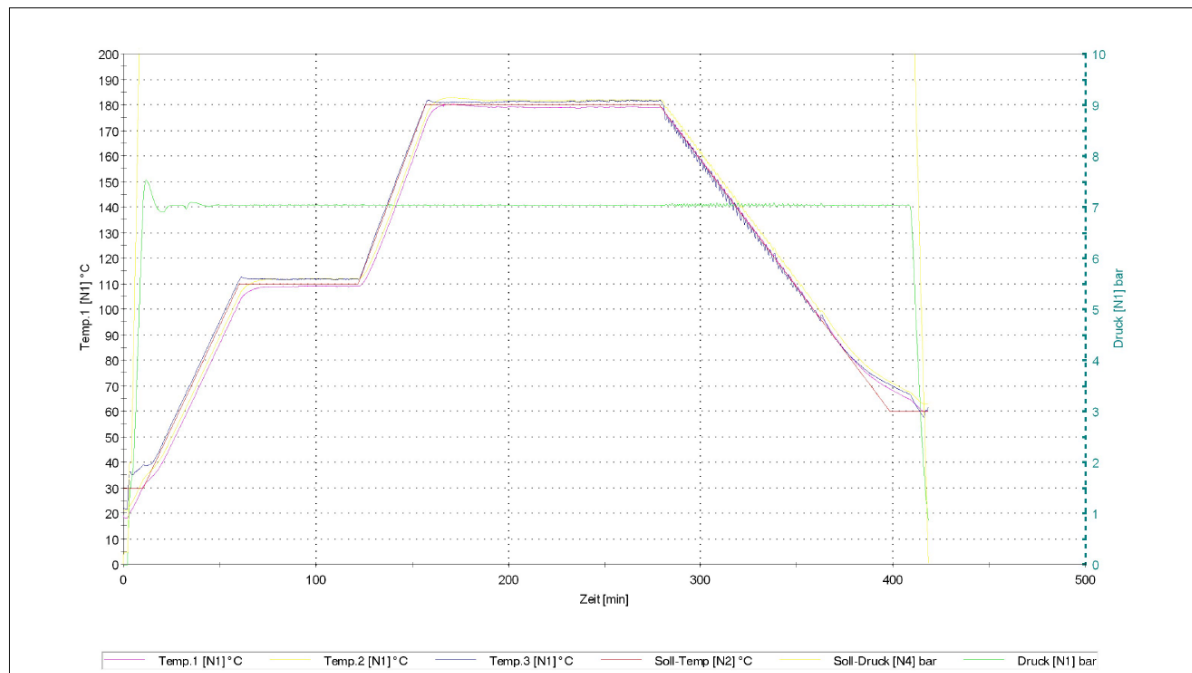
Chargenverlauf - Anlage 1



Chrg.-Nr.: 3213
Chargen-Name: 8552-BOPACS / 204

Startzeit: 01.12.2014 / 12:45:21
Endzeit: 01.12.2014 / 19:43:20

Bediener: Hauptbenutzer
Anlage: Anlage 1



8.2 Anhang B: Datenblätter

8.2.1 Laminat Hexcel HexPly 8552



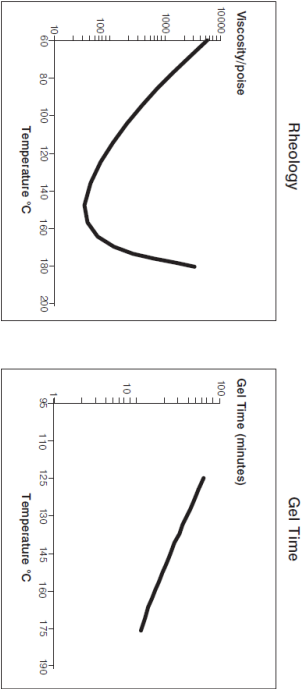
Description

HexPly® 8552 is a high performance tough epoxy matrix for use in primary aerospace structures. It exhibits good impact resistance and damage tolerance for a wide range of applications. HexPly® 8552 is an amine cured, toughened epoxy resin system supplied with unidirectional or woven carbon or glass fibres. HexPly® 8552 was developed as a controlled flow system to operate in environments up to 121°C (250°F).

Benefits and Features

- Toughened epoxy matrix with excellent mechanical properties
- Elevated temperature performance
- Good translation of fibre properties
- Controlled matrix flow in processing
- Available on various reinforcements
- Excellent drape and tack

Resin Matrix Properties



Prepreg Properties - HexPly® 8552 UD Carbon Prepregs

Physical Properties

	Units	AS4	IM7
Fibre Density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.29 (0.065)	1.77 (0.064)
Filament count/flow		12K	12K
Resin density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.30 (0.047)	1.30 (0.047)
Nominal Cured Ply Thickness	mm (in)	0.130 (0.0051)	0.131 (0.0052)
8552 /8556/134			
Nominal Fibre Volume	%	57.42	57.70
Nominal Laminate Density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.58 (0.057)	1.57 (0.057)

Mechanical Properties

Test	Units	Temp °C (°F)	Condition	AS4	IM7
0°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55/-67 25/77 91/199	Dry Dry Dry	1903 (267) 2207 (320) -	2572 (373) 2724 (395) 2538 (366)*
90°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55/-67 25/77 91/200	Dry Dry Dry	81 (11.7) 75 (10.9) -	174 (25.3) 64 (9.3) 92 (13.3)*
0°Tensile Modulus	GPa (msi)	-55/-67 25/77 91/199	Dry Dry Dry	134 (19.4) 141 (20.5) -	163 (23.7) 164 (23.8) 163 (23.7)*
90°Tensile Modulus	GPa (msi)	- 25/77 91/200	- Dry Dry	10 (1.39) 8 (1.22) -	12 (1.7) 10 (1.5) 10 (1.5)*
0°Compression Strength	MPa (ksi)	-55/-67 25/77 91/199	Dry Dry Dry	1586 (230) 1531 (222) 1296 (184)	1690 (245) 1483 (215) -
0°Compression Modulus	GPa (msi)	-55/-67 25/77 91/199	Dry Dry Dry	124 (18) 128 (18.6) 122 (17.7)	150 (21.7) 162 (23.5) -
0°ILSS (Shortbeam shear)	MPa (ksi)	-55/-67 25/77 91/199	Dry Dry Dry	164 (23.8) 128 (18.5) 122 (17.7)	137 (19.9) 94 (13.6)* 115 (16.7)
In-Plane Shear Strength	MPa (ksi)	25/77 91/200	Dry Dry	114 (16.6) 105 (15.2)	120 (17.4) 106 (15.4)*

Bold 83°C (200°F) Bold* 104°C (220°F) Bold** 82°C (180°F)



Prepreg Properties - HexPly® 8552 Woven Carbon Prepregs (ASA Fibre)

Physical Properties			
Fibre Type	Units	AGP193-PW	AGP280-5H
Fibre density	g/cm ³ (lb/in ³)	ASA 3K 1.77 (0.065)	ASA 3K 1.77 (0.065)
Weave		Plain	8HS
Mass	g/m ² (oz/yd ²)	183 (5.69)	286 (8.44)
Weight Ratio, Warp : Fill		50 : 50	50 : 50
Nominal cured ply thickness @ 37% resin content	mm (inch)	0.195 (0.0078)	0.289 (0.0114)
Nominal Fibre Volume	%	55.29	55.29
Nominal Laminate Density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.57 (0.057)	1.57 (0.057)

Mechanical Properties

Test	Units	Temp°C (°F)	Condition	AGP193-PW	AGP280- 5H
0°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55/-67 25(77) 91(195)	Dry Dy Dy	766 (111) 828 (120) -	828 (120) 876 (127) 903 (131)
90°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55/-67 25(77) 93(200)	Dry Dy Dy	710 (103) 793 (115) 759 (110)	752 (109) 800 (116) 772 (112)
0°Tensile Modulus	GPa (msi)	-55/-67 25(77) 91(195)	Dry Dy Dy	66 (9.5) 68 (9.8) -	70 (10.2) 67 (9.7) 69 (10)
90°Tensile Modulus	GPa (msi)	-55/-67 25(77) 93(200)	Dry Dy Dy	66 (9.6) 66 (9.5) 68 (9.8)	67 (9.7) 66 (9.5) 65 (9.4)
0°Compression Strength	MPa (ksi)	-55/-67 25(77) 91(195)	Dry Dy Dy	959 (139) 883 (128) 759 (110)	- 924 (134) 752 (109)
0°Compression Modulus	GPa (msi)	-55/-67 25(77) 91(195)	Dry Dy Dy	60 (8.7) 60 (8.7) 61 (8.8)	- 64 (9.3) 67(9.7)
0°ILSS (Shortbeam shear)	MPa (ksi)	-55/-67 25(77) 91(195)	Dry Dy Dy	101 (14.6) 84 (12.2) 70 (10.2)	- 79 (11.4) -
		25(77) 71(160) 91(195)	Wet Wet Wet	75 (10.9) 72 (10.4) 59 (8.5)	69 (10) -

Bold 93°C (200°F)

Bold* 104°C (220°F)

Bold** 82°C (180°F)

Prepreg Properties - HexPly® 8552 Woven Carbon Prepregs (IM7 Fibre)

Physical Properties			
Fibre Type	Units	SPG 196-P	SPG 370-8H
Fibre density	g/cm ³ (lb/in ³)	IM7 6K 1.77 (0.064)	IM7 6K 1.77 (0.064)
Weave		Plain	8HS
Mass	g/m ² (oz/yd ²)	196 (5.78)	374 (11.03)
Weight Ratio, Warp : Fill		50 : 50	49 : 51
Nominal cured ply thickness @ 37% resin content	mm (inch)	0.199 (0.0078)	0.380 (0.0150)
Nominal Fibre Volume	%	55.57	55.57
Nominal Laminate Density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.56 (0.056)	1.56 (0.056)

Mechanical Properties

Test	Units	Temp°C (°F)	Condition	SPG 196-PW	SPG 370-8H
0°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55/-67 25(77) 91(195)	Dry Dy Dy	979 (142) 1090 (158) -	965 (140) 1014 (147) -
90°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55/-67 25(77) 93(200)	Dry Dy Dy	862 (125) 945 (137) 979 (142)*	903 (131) 958 (138) 879 (130)*
0°Tensile Modulus	GPa (msi)	-55/-67 25(77) 91(195)	Dry Dy Dy	85 (12.3) 85 (12.3) -	86 (12.5) 86 (12.4) -
90°Tensile Modulus	GPa (msi)	-55/-67 25(77) 93(200)	Dry Dy Dy	80 (11.6) 80 (11.6) 79 (11.5)*	81 (11.7) 81 (11.7) 79 (11.5)*
0°ILSS (Shortbeam shear)	MPa (ksi)	-55/-67 25(77) 91(195)	Dry Dy Dy	88 (12.7) 69 (10)* 80 (11.6)	90 (13) 74 (10.8)* 83 (12.1)
		25(77) 71(160) 91(195)	Wet Wet Wet	61 (8.8)** -	63 (8.7)** -

Bold 93°C (200°F)

Bold* 104°C (220°F)

Bold** 82°C (180°F)

Typical Neat Resin Data

Colour	Yellow
Density	1.301 g/cc
Glass Transition Temperature, T _g dry	200°C (392°F)
Glass Transition Temperature, T _g wet	154°C (309°F)
Tensile Strength	121 MPa (17.5 ksi)
Tensile Modulus	4670 MPa (0.677 ms)



Curing Conditions

Cure cycle for monolithic components

1. Apply full vacuum (1 bar).
2. Apply 7 bar gauge autoclave pressure.
3. Reduce the vacuum to a safety value of 0.2 bar when the autoclave pressure reaches approximately 1 bar gauge.
4. Heat at 1 - 3°C/min (2-8°F/min) to 110°C ± 5°C (230°F ± 9°F)
5. Hold at 110°C ± 5°C (230°F ± 9°F) for 60 minutes ± 5 minutes.
6. Heat at 1-3°C/min (2-8°F/min) to 180°C ± 5°C (356°F ± 9°F).
7. Hold at 180°C ± 5°C (356°F ± 9°F) for 120 minutes ± 5 minutes.
8. Cool at 2 - 5°C (4-9°F) per minute
9. Vent autoclave pressure when the component reaches 60°C (140°F) or below.

Cure cycle for honeycomb sandwich components

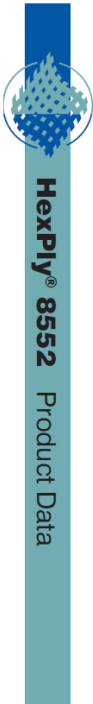
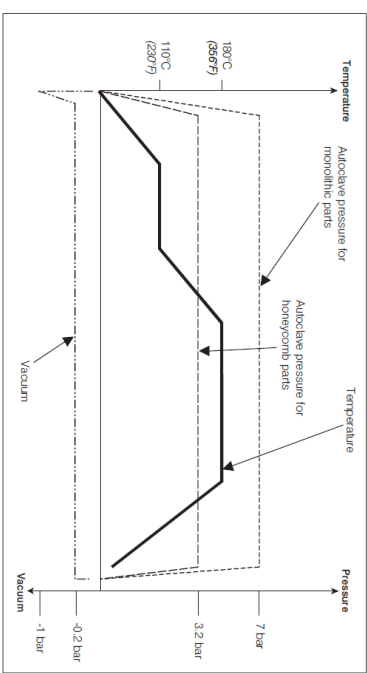
1. Apply full vacuum (1 bar).
2. Apply 3.2 bar gauge autoclave pressure.
3. Reduce the vacuum to a safety value of 0.2 bar when the autoclave pressure reaches approximately 1 bar gauge.
4. Heat at 1 - 3°C/min (2-8°F/min) to 110°C ± 5°C (230°F ± 9°F)
5. Hold at 110°C ± 5°C (230°F ± 9°F) for 60 minutes ± 5 minutes.
6. Heat at 1-3°C/min (2-8°F/min) to 180°C ± 5°C (356°F ± 9°F)
7. Hold at 180°C ± 5°C (356°F ± 9°F) for 120 minutes ± 5 minutes.
8. Cool at 2 - 5°C (4-9°F) per minute
9. Vent autoclave pressure when the component reaches 60°C (140°F) or below.

Note: For both cure cycles – at each stage, use the temperature shown by the leading thermocouple.

Heat-up rates are dependent on component thickness, eg. slow heat-up rates should be used for thicker components and large tools. Accurate temperature measurements of the component should be made during the cure cycles by using thermocouples.

Performance testing should accompany alternative cure cycles to ensure suitability for the particular application.

Curing Cycle for Honeycomb and Monolithic Components



Prepreg Storage Life

- Tack Life: 10 days at RT (23°C/73°F)
- Out Life: 30 days at RT (23°C/73°F)

Shelf Life: 12 months at -18°C(0°F) (from date of manufacture)

Definitions:

Shelf Life: The maximum storage life for HexPly® Prepreg, upon receipt by the customer, when stored continuously, in a sealed moisture-proof bag, at -18°C(0°F). To accurately establish the exact expiry date, consult the box label.

Tack Life: The time, at room temperature, during which prepreg retains enough tack for easy component lay-up.

Out Life: The maximum accumulated time allowed at room temperature between removal from the freezer and cure.

Precautions for Use

The usual precautions when handling uncured synthetic resins and fibrous materials should be observed, and a Safety Data Sheet is available for this product. The use of clean disposable inert gloves provides protection for the operator and avoids contamination of material and components.

Important

All information is believed to be accurate but is given without acceptance of liability. Users should make their own assessment of the suitability of any product for the purposes required. All sales are made subject to our standard terms of sale which include limitations on liability and other important terms.

*Copyright Hexcel Composites
Publication FPA 0728 (Feb 2013)

For More Information

Hexcel is a leading worldwide supplier of composite materials to aerospace and other demanding industries. Our comprehensive product range includes:

- Carbon Fibre
- RTM Materials
- Honeycomb Cores
- Carbon, glass, aramid and hybrid prepreps
- HexTDOI™ composite tooling material
- Structural Film Adhesives
- Honeycomb Sandwich Panels
- Engineered Core
- Reinforcement Fabrics

For US quotes, orders and product information call toll-free 1-800-888-7734

For other worldwide sales office telephone numbers and a full address list please go to:

<http://www.hexcel.com/OurCompany/sales-offices>

8.2.2 Filmklebstoff Henkel Hysol EA9695 0.50NW



Hysol® EA 9695
Epoxy Film Adhesive

Henkel Corporation
Aerospace Group
2850 Willow Pass Road
P.O. Box 312
Bay Point, CA 94665 USA
925.458.8000
Fax: 925.458.8030
www.aerospace.henkel.com

Description

Hysol EA 9695 is a composite bonding film adhesive with excellent environmental resistance. It is suited for bonding composite structures, both for co-cure and pre-cured laminates. Its ability to cure at lower temperatures makes it suitable for repair of composite structures. Its low flow characteristics minimize prepreg resin intermingling.

Features

- X-ray Opaque
- Excellent Environmental Resistance
- Reticulatable
- Good Pre and Post Bond Moisture Resistance
- Low Flow
- Allows 250°F/121°C or 350°F/177°C Cure
- Co-Cure with Composites
- Long Outtime Facilitates Shop Floor Usage and Repair Applications

Handling

This product is in film form and is ready to use as received. The adhesive should be removed from cold storage and allowed to warm to room temperature (77°F/25°C). All moisture should be removed from the protective packaging before opening. The adhesive film has a protective liner(s) on it which must be removed prior to parts assembly (see "Applying" below). The liner(s) will always be a contrasting color from the adhesive to allow the user easy confirmation of removal.

Application

Storage Life - This product requires refrigerated storage. Store @ 0°F/-18°C or below for maximum storage life. Warranty life @ 0°F/-18°C is greater than 6 months from date of shipment. Store only in sealed containers to prevent moisture contamination. Allow all moisture to evaporate from container before opening for use.

Applying - Bonding surfaces should be clean, dry and properly prepared. For optimum surface preparation consult the Hysol Surface Preparation Guide. The adhesive film, with one liner left on it, may be tacked to the detail part for cutting to shape and size. The liner should remain with the adhesive until just before assembly of the detail to the other faying surface. This will minimize contamination of the adhesive bond. The bonded parts should be held in contact until the adhesive has cured. Usually 25 to 50 psi /17 to 34 kPa is sufficient to assure proper part mating.

Open Assembly Time - This adhesive may be used within the following schedule after removing from cold storage:

- @ 77°F/25°C at least 90 days
- @ 90°F/32°C at least 45 days

Hysol EA 9695
Henkel Corporation
Aerospace Group
Page 2 of 4

Curing - This product may be cured for 1 - 1 1/2 hours @ 250°F/121°C or for 1 - 2 hours @ 350°F/177°C. Heat up rate to the cure temperature is not critical, but should be between 1° and 10°F (0.6° and 5.6°C) per minute. Pressure should be applied before heating the parts to be bonded and maintained until cool down of the assembly.

Cleanup - It is important to remove excess adhesive from the part and bonding tools before it hardens. Once the adhesive is cured, it is difficult to remove except by mechanical abrasion. Uncured adhesive may be removed with denatured alcohol and many common industrial solvents. Be careful to prevent any solvent from entering the uncured bondline as solvent will degrade the final bond performance. Consult with your supplier's information pertaining to the safe and proper use of solvents.

Bond Strength Performance

Tensile Lap Shear Strength

Tensile lap shear strength tested per ASTM D1002. Adherends are 2024-T3 bare aluminum treated with phosphoric acid anodizing per ASTM D3933. Adhesive cure cycle 120 minutes @ 350°F/177°C.

Typical Results for Film Weight

Test Temperature, °F/°C	0.035 psf (171 g/m ²)		0.050 psf (244 g/m ²)	
	psi	MPa	psi	MPa
77/25	4,600	31.7	5,000	34.5
250/121	4,400	30.3	—	—
300/149	2,900	20.0	3,400	23.4

Double Lap Shear Strength

Properties were measured on double overlap shear specimens of pre-cured epoxy graphite laminate. Adhesive cure cycle: 120 minutes @ 350°F/177°C.

Typical Results for Film Weight

Test Temperature, °F/°C	0.035 psf (171 g/m ²)		0.050 psf (244 g/m ²)	
	psi	MPa	psi	MPa
67/55	4,500	31.0	4,400	30.3
77/25	5,000	34.5	5,000	34.5
160/71	5,000	34.5	5,400	37.2
270/132	2,700	18.6	2,800	19.3

Barwise Tensile

Composite to Honeycomb (co-cured). Specimen was 2" x 2" (5.1 cm x 5.1 cm) honeycomb sandwich bonds using two plies of co-cured epoxy graphite prepreg face sheets bonded to honeycomb core (HRP 3/16 inch/4.76 mm cell, 1/2 inch/12.7 mm thick - 8 pc/f/128 Kg/m²).

Typical Results for Film Weight

Test Temperature, °F/°C	0.035 psf (171 g/m ²)		0.050 psf (244 g/m ²)	
	psi	MPa	psi	MPa
67/55	1,000	6.9	1,000	6.9
77/25	1,000	6.9	1,200	8.3
160/71	1,000	6.9	1,200	8.3

Short Beam Shear Performance

Composite to Honeycomb (co-cured). Properties were obtained using 3" x 6" (7.1 cm x 15.2 cm) honeycomb sandwich bonds from a three-ply co-cured epoxy graphite prepreg face sheet bonded to honeycomb core (HRP 3/16 inch/4.46 mm cell, 1/2 inch/12.7 mm thick - 8 pc/f/128 kg/m²). Pull rate used 4" (10.2 cm) per minute. Adhesive cure cycle: 120 minutes @ 350°F/177°C.

Typical Results for Film Weight		
0.050 psf (244 g/m ²)		
Test Temperature, °F/°C	psi	MPa
-67/-55	750	5.2
77/25	650	4.5
160/71	650	4.5

Peel Performance
Ball peel strength tested on 2024T-3 bare aluminum adherends treated with phosphoric acid anodizing per ASTM D3933. Cure cycle: 120 minutes @ 350°F/177°C.

Typical Results		
Test Temperature, °F/°C	Lb/in	N/25mm
77/25	20	89.6

Environmental Conditioning
Composite Double Lap Shear Strength
Cure cycle: 120 minutes @ 350°F/177°C

Typical Results		
0.050 psf (244 g/m ²)		
	psi	MPa
Tested @ 77°F/25°C		
Dry	5,400	37.2
1000 hour soak @ 160°F/71°C	4,400	30.3
Tested @ 160°F/71°C		
Dry	5,400	37.2
1000 hour soak @ 160°F/71°C	3,900	26.9

Composite Flatwise Tensile Performance		
Typical Results		
0.050 psf (244 g/m ²)		
	psi	MPa
Tested @ 160°F/71°C		
Dry	1,200	8.3
10 day soak @ 160°F/71°C	850	5.9
Environmental conditioning was 160°F/71°C, 100% RH.		

Composite specimens for flatwise tensile were co-cured using a 120 minute cure @ 350°F/177°C, with a heat up rate of 3° to 5°F(1.8° to 3°C) per minute. Autoclave pressure was 45 psi/310 kPa during cure cycle. Pre-cured laminates for double overlap shear used the same cure with the exception of 85 psi/585 kPa pressure.

Service Temperature
Service temperature is defined as that temperature at which this adhesive still retains 1000 psi/6.9 MPa using test method ASTM D1002 and is >300°F/149°C.

Bulk Resin Properties
T_g dry - cured 1 hr. @ 250°F/121°C 252°F/122°C
T_g dry - cured 1 hr. @ 350°F/177°C 302°F/150°C
T_g measured by dynamic mechanical analysis, is taken at the knee of the G' curve.

Handling Precautions
Do not handle or use until the Material Safety Data Sheet has been read and understood.
For industrial use only.

General:
As with most epoxy based systems, use this product with adequate ventilation. Do not get in eyes or on skin. Avoid breathing the vapors. Wash thoroughly with soap and water after handling. Empty containers retain product residue and vapors so obey all precautions when handling empty containers.
ONE PART
CAUTION: This material may cause eye and skin irritation or allergic dermatitis. It contains epoxy resins.

Hyseal® is a registered trademark of Henkel Corporation.
Rev. 1/01



Henkel Corporation
Aerospace Group
2850 Willow Pass Road
P.O. Box 312
Bay Point, CA 94565 USA
925.458.8000
www.aerospace.henkel.com

DISCLAIMER: The information supplied in this document is for guidance only and should not be construed as a warranty. All implied warranties are expressly disclaimed, including without limitation any warranty of merchantability and fitness for use. All users of the materials are responsible for assuring that it is suitable for their needs, environmental and use. All data is subject to change as Henkel deems appropriate.
Users should review the Materials Safety Data Sheet (MSDS) and product label for the material to determine possible health hazards, appropriate engineering controls and precautions to be observed in using the material. Copies of the MSDS and label are available upon request.